基于光学信息的导弹低空突防导引策略

孙 健 刘 星 吴森堂

(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: 为增加巡航导弹低空突防的概率,在离线规划好航迹后,要保证导弹以最小偏差沿航迹飞行. 通过仿真发现,传统的角指令法存在航路点切换时导弹过载超过指标要求,导弹越过障碍物时有较大的过顶时间的问题. 为解决这一问题,提出了一种导弹纵向和横侧向的航路导引方法和指令生成方法,并以某型导弹低空突防为例,设计了飞行控制律. 通过地形跟随六自由度仿真,比较了两种航路导引方法对地形跟随性能的影响. 仿真结果都表明:采用这种纵向和横侧向航路导引方法和指令生成方法以后,该型导弹的地形跟随飞行性能得到了明显提高.

关 键 词: 低空突防; 导引方式; 指令生成方式

中图分类号: V 249

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2011)04-0379-05

Guidance method of low altitude penetration missile based on optical sensor

Sun Jian Liu Xing Wu Sentang

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

Abstract: To increase penetration rate for low attitude cruise missile, a minimum deviation of the missile along the flight path must be satisfied, after the flight path plan to be finished. During the missile flight simulation, missile overload exceeds requirement when waypoint is switching and overshoot time becomes extended. To solve this problem, new missile guidance method for longitudinal and lateral aisles and command generated method were proposed, control law of missile was designed to satisfy requirement of the missile low attitude penetration. By way of terrain following and terrain avoidance (TF/TA) 6-degree of freedom simulation, performances of two guidance methods on TF/TA were compared. Simulation results shows that, use this new guidance method of longitudinal and lateral aisles and command generated method, TF/TA performance of missile is increased.

Key words: low attitude penetration; guidance method; command generated method

导弹低空突防是利用地形曲率和地形起伏造成的防御系统盲区和地海杂波的影响使雷达不易发现目标,从而快速隐蔽地进入敌区进行突然袭击. 文献[1]给出了地形跟踪的适应角法;文献[2]利用动态规划和线性规划给出了地形回避/地形跟踪算法. 本文在此基础上引入了地形峰值指令法(TPC, Terrain Peak Command),进一步提高了导弹地形跟随(TF, Terrain Following)的飞行性能;在地形回避(TA, Terrain Avoidance)方面,提出了一种正弦航迹偏角指令生成方式,满足了导弹 TA 飞行的要求;同时给出了导弹低空突防的俯仰角、滚转角等计算公式. 通过导弹 TF 六自由度非线性仿真,证明了上述指令生成方式和飞行控制系统设计的有效性.

收稿日期: 2010-01-12

作者简介: 孙 健(1983 -),男,内蒙古呼和浩特人,博士生,buaasunjian@126.com.

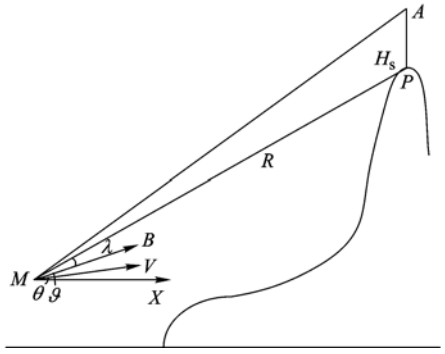
1 导弹 TF 飞行的导引方法

1.1 TF 算法

如图 1 所示,导弹 M 的光学导引头在低空突防中可以测量 λ 和 R,如果不考虑航迹对地形的贴近程度和航路点切换时导弹过载的激增,则只要控制导弹沿 MA 直飞即可. 这时导弹的航迹倾角指令信号为

$$\theta^* = \lambda + \vartheta + \frac{H_s}{R} \tag{1}$$

式中,λ 为光学导引头扫描角;R 为斜距;ϑ 为导弹俯仰角.



H_s—安全高度;MB—弹体轴;MV—速度轴.

图 1 TF 算法示意图

飞行控制系统所使用的控制指令为

$$\Delta\theta_c = \theta^* - \theta \tag{2}$$

式中,θ 为导弹航迹倾角. 在式(2)基础上引入了抑制函数和角增益,对指令信号整形,提出了适应角法,θ^* 为

$$\theta^* = k\left(\lambda + \vartheta + \frac{H_s}{R} - F\right) \tag{3}$$

式中,k,F 分别为角增益和抑制函数,具体取值受导弹距障碍物的距离、飞行速度、高度等因素的影响. 采用适应角法的导弹,航迹变化平稳,能跟随地形起伏和变化. 但其不足之处在于,所设定的 k 和 F 不能根据所处地形的变化进行相应调整,缺乏主动适应能力. 地形变化时,F 过大,降低了飞行安全性;F 过小,TF 飞行的性能将下降. 因此根据地形变化对指令进行调整,将有助于提高 TF 飞行性能,本文以适应角法为基础,提出了 TPC 法.

1.2 TPC 法

在 TPC 法中,用前方地形中多个规划航路点描述地形的整体轮廓,并针对该地形轮廓,调节 F 和 k 的参数值. 在 TPC 法中采用 3 段变系数抑制函数,新抑制函数为

$$F_c = \begin{cases} 0 & R < R_1 \\ c_1(R - R_1) & R \in [R_1, R_2] \\ c_1(R_2 - R_1) + c_2(R - R_2) & R > R_2 \end{cases} \tag{4}$$

式中,c_1,c_2 为可变系数;R_1,R_2 为距离分段节点. 导弹当前位置的航迹倾角指令信号为

$$\theta_c = \arctan\left(\frac{y_T - y_M}{x_T - x_M}\right) \tag{5}$$

式中,x_T,y_T,x_M,y_M 分别为期望航路点和导弹的东向位置和高度. 将 F_c 叠加到指令信号中,使用 k 进行进一步调整可得最终 TPC 法产生的航迹倾角指令为

$$\theta^* = k(\theta_c - F_c) \tag{6}$$

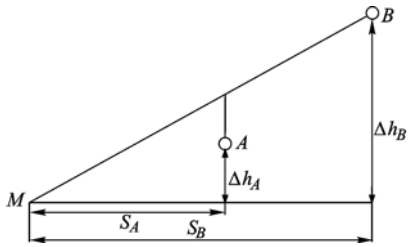
下面给出 c_1,c_2,k 的求解方法. 取一个标准航路点 T,该点相对导弹的距离为 S_t,与导弹的相对高差为 Δh_t,这时经过仿真调试可获得一组较好的系数 c_{1t},c_{2t} 和 k_t,导弹在实际飞行中将前方邻近和次邻近航路点的特征信息与标准航路点进行比对,依据变化的大小动态调整 F_c 和 k.

导弹上升段指令信号计算如图 2 所示,指令信号系数 P 计算公式如下:

$$P = [\Delta h_A/(\Delta h_B S_A/S_B)]E \tag{7}$$

式中,E 为限幅项,防止 Δh_A 和 Δh_B 相差过大引起的 c_1,c_2 系数过大的变化. $(\Delta h_B S_A/S_B)$ 表示把 B 航点高度折算到 A 点的大小,它与 Δh_A 比较生成 P 对 F_c 进行修正,不考虑 E 的作用. 若 $\Delta h_A/(\Delta h_B S_A/S_B) > 1$ 说明 B 相对较低,处于 MA 延长线的下方,这时导弹飞向航点 A 过程中可以采用较大的 F_c,否则要减小 F_c,以适应连续两个航点的快速的上升. k 可取为 k_t,可得导弹上升段抑制函数的系数为

$$\left.\begin{aligned} c_1 &= Pc_{1t} \\ c_2 &= Pc_{2t} \\ k &= k_t \end{aligned}\right\} \tag{8}$$



A,B—相邻航路点;M—导弹位置;S_A—导弹到 A 点的水平距离;S_B—导弹到 B 点的水平距离;Δh_A—A 相对导弹的高差;Δh_B—B 相对导弹的高差.

图 2 导弹 TPC 上升段示意图

如图 3 所示,导弹下降段指令信号系数 P 计

算公式如下:

$$P = \{\Delta h_A/[\Delta h_B(S_B - S_A)/S_B]\}E \quad (9)$$

如果 $\Delta h_A/[\Delta h_B(S_B - S_A)/S_B] > 1$,则 B 航点处于 MA 延长线上方,可以采用较大 F_c 抑制导弹的下滑;否则采用较小 F_c 以适应导弹的迅速下滑.

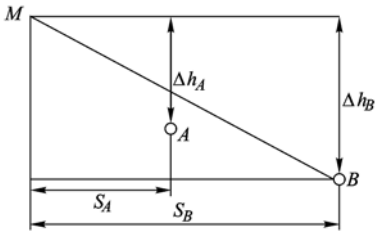


图 3　导弹 TPC 下降段示意图

上述步骤的本质是在适应角法基础上对导弹航迹进行调整,保证指令信号的平滑过渡,提高导弹 TF 飞行能力.

2　导弹 TA 飞行的导引方法

导弹 TA 飞行的关键是给出航迹偏角和滚转角指令导引导弹做横侧向运动到达目标航点,这里给出一种正弦航迹偏角指令的生成方法,如图 4 所示. 横侧向导引策略的目的是设计航迹偏角和滚转角的指令,导引导弹从(x_P, z_P)飞到(x_T, z_T),导弹当前位置(x,z),用三角函数拟合这条曲线得

$$z = \frac{z_T - z_P}{2}\sin\left[\frac{\pi}{x_T - x_P}\left(x - \frac{x_T + x_P}{2}\right)\right] + \frac{z_T + z_P}{2} \quad (10)$$

式(10)两边同时对 t 求微分可得

$$z' = \frac{z_T - z_P}{2}\frac{\pi}{x_T - x_P}\cos\left[\frac{\pi}{x_T - x_P}\left(x - \frac{x_T + x_P}{2}\right)\right]x' \quad (11)$$

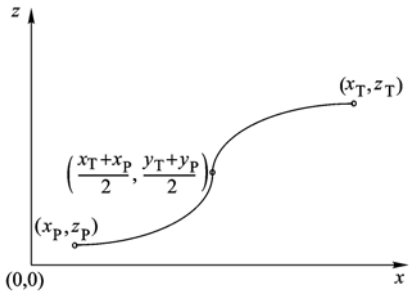
$$z' = \frac{\pi}{2}\frac{z_T - z_P}{x_T - x_P}\sin\left[\frac{\pi}{x_T - x_P}(x - x_P)\right]x' \quad (12)$$

$$\varphi^* = \arctan\left\{\frac{\pi}{2}\frac{z_T - z_P}{x_T - x_P}\sin\left[\frac{\pi}{x_T - x_P}(x - x_P)\right]\right\} \quad (13)$$

考虑到导弹飞行的动态性得实际飞行过程中的航迹偏角指令为

$$\varphi^* = \arctan\left\{\frac{\pi}{2}\frac{z_T - z_M}{x_T - x_M}\sin\left[\frac{\pi}{x_T - x_P}(x_M - x_P)\right]\right\} \quad (14)$$

式中,x_M,z_M 分别为导弹的东向位置和北向位置坐标.



(x_P, z_P)—导弹先经过位置的东向、北向位置坐标;

(x_T, z_T)—导弹后经过位置的东向、北向位置坐标.

图 4　导弹 TA 示意图

3　导弹低空突防的指令设计

3.1　导弹纵向的指令设计

在 TF 飞行中,导弹通过跟踪 θ^* 实现期望的航迹,根据 θ^* 设计合适的俯仰角指令 ϑ^*,可以进一步提高导弹对期望航迹的跟踪精度. 导弹在低空 TF 飞行的过程中俯仰角指令按照式(15)变化对飞行性能是有利的,表达式为

$$\vartheta^* = \theta^* + \alpha^* \quad (15)$$

将攻角指令 α^* 分解为 α_1^* 和 α_2^*,其中 α_1^* 对应稳态要求,α_2^* 对应动态要求. 首先给出 α_1^* 的计算公式,设导弹在 TF 飞行过程中处于匀速状态,则导弹沿弹体 y 轴受力平衡,力的平衡关系式为

$$G = Y\cos\theta\cos\phi \quad (16)$$

式中,Y 为升力;G 为重力;θ,ϕ 分别为导弹航迹倾角和滚转角. 根据气动力的计算公式:

$$Y = C_y^0 + C_y^\alpha\alpha + C_y^{\delta_z}\delta_z \quad (17)$$

$$m_z^\alpha\alpha + m_z^{\delta_z}\delta_z = 0 \quad (18)$$

式中,C_y^0,C_y^α 和 $C_y^{\delta_z}$ 分别为零攻角、升力关于攻角和升力关于升降舵的升力系数;m_z^α 和 $m_z^{\delta_z}$ 分别为攻角和升降舵的俯仰力矩系数. 气动数据可在已知风洞数据基础上通过差值计算得到,该数据和攻角、侧滑角、舵面的偏转有关. 联立式(16)~式(18)可得

$$\alpha_1^* = \frac{G/(\cos\theta\cos\phi) - C_y^0}{C_y^\alpha - C_y^{\delta_z}m_z^\alpha/m_z^{\delta_z}} \quad (19)$$

下面给出 α_2^* 的计算公式,假设导弹可以完全跟踪 θ^* 指令,则有

$$V = \dot{\theta}^* r \quad (20)$$

式中,V 为飞行速度;r 为纵向飞行半径. 导弹的纵向向心力为

$$f = m\frac{V^2}{r} \quad (21)$$

联立式(20)、式(21)得到导弹在纵向加速运

动时需要的向心力公式为

$$f = m\dot{\theta}^* V \tag{22}$$

参考 α_1^* 的计算过程得

$$\alpha_2^* = \frac{m\dot{\theta}^* V}{C_y^{\alpha} - C_y^{\delta_z} m_z^{\alpha}/m_z^{\delta_z}} \tag{23}$$

联立式(15)、式(19)、式(23)得导弹进行 TF 飞行时的俯仰角指令信号为[3]

$$\vartheta^* = \theta^* + \alpha^* = \theta^* + \frac{m\dot{\theta}^* V + G/(\cos\theta\cos\phi) - C_y^0}{C_y^{\alpha} - C_y^{\delta_z} m_z^{\alpha}/m_z^{\delta_z}} \tag{24}$$

在 TF 飞行中,基本无定高段,高度指令 h^* 取为当前飞行高度 h,高度积分项反馈系数为 0.

3.2 导弹横侧向的指令设计

第 2 节中给出了 TA 飞行导弹的航迹偏角指令,在飞控系统的反馈设计中滚转通道航迹偏角的反馈系数很小,航迹偏角的反馈主要作用在偏航通道,使导弹进行侧滑转弯. 这种转弯方式有两个问题:①转弯效率不高;②会引起很大的侧向过载进而给导弹的飞行安全带来很大隐患. 这里给出一种由航迹偏角指令生成滚转角指令的方法.

在 TA 飞行中假设导弹跟踪期望的航迹偏角 φ^* 指令,类似于式(22),这时的期望侧力为

$$f_C = m\dot{\varphi}^* V \tag{25}$$

导弹的升力 Y 与侧力有如下关系:

$$f_C = Y\sin\phi \tag{26}$$

联立式(25)、式(26)可得导弹进行滚转转弯所需滚转角为[4]

$$\phi^* = \arcsin(m\dot{\varphi}V/Y) \tag{27}$$

Y 可由(17)计算得到. 过大的滚转角会造成 Y 不足,产生新的风险. 为保证导弹的飞行安全,需对 ϕ^* 信号进行限幅,公式如下:

$$\phi^* = \begin{cases} \arcsin\left(\dfrac{m\dot{\varphi}V}{Y}\right) & \left|\arcsin\left(\dfrac{m\dot{\varphi}V}{Y}\right)\right| < \phi_{safe} \\ \phi_{safe} & \left|\arcsin\left(\dfrac{m\dot{\varphi}V}{Y}\right)\right| > \phi_{safe} \end{cases} \tag{28}$$

式中,ϕ_{safe} 为预设置的滚转角门限值.

4 飞行控制系统设计

飞行控制系统采用线性二次型调节器设计[5-7],选取的状态量和控制器结构如下:俯仰通道选取状态量为$[\theta,\omega_z,\vartheta,h]$,控制量为升降舵偏角 δ_{zc};偏航通道选取状态量为$[\varphi,\omega_x,\omega_y,\psi,\phi]$,控制量为副翼和方向舵偏角 δ_{xc},δ_{yc};滚转通道选取运动状态量为$[\varphi,\omega_x,\omega_y,\psi,\phi]$,控制量为 δ_{xc},δ_{yc}.

控制器结构为

$$\left.\begin{aligned} \delta_{zc} &= k_1(\theta-\theta^*) + k_2\omega_z + k_3(\vartheta-\vartheta^*) + \\ &\quad k_4(h-h^*) + k_5\int_0^t (h-h^*)\,\mathrm{d}t \\ \delta_{yc} &= k_6(\varphi-\varphi^*) + k_7\omega_x + \\ &\quad k_8\omega_y + k_9\psi + k_{10}(\phi-\phi^*) \\ \delta_{xc} &= k_{11}(\varphi-\varphi^*) + k_{12}\omega_x + \\ &\quad k_{13}\omega_y + k_{14}\psi + k_{15}(\phi-\phi^*) \end{aligned}\right\} \tag{29}$$

式中,ω_x,ω_y 和 ω_z 分别为导弹滚转、俯仰和偏航角速度;ψ 为导弹偏航角;$k_1 \sim k_{15}$ 为采用线性二次型调节器设计出的控制律系数.

5 仿真结果

图 5、图 6 是采用角指令法、横侧向采用本文第 2 节所述 TA 飞行导引方法所得的仿真曲线. 由图可看出,采用角指令法导弹在下滑时存在很大的超调,峰值接近 50 m(东向位置 80 km 处),撞地概率大大增加;上升段也存在超调,易被敌雷达捕获;同时在飞行过程中过载也超过了指标要求. 如果横侧向直接给航迹偏角指令,仿真曲线会发散,故不列出.

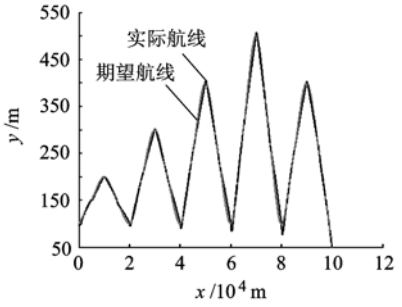


图 5 纵向六自由度仿真图(角指令法)

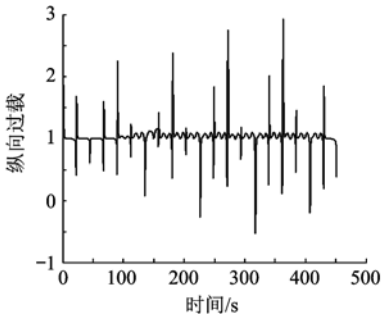


图 6 低空突防过载仿真图(角指令法)

图 7、图 8 和图 9 是纵向采用 TPC 法、横侧向采用本文第 2 节所述 TA 导引方法所得的仿真曲线. 由图可以看出,导弹实际的飞行弹道可以较好

的跟踪规划的航迹,导弹的过载也满足指标要求.

图 10 为导弹低空突防 TF/TA 飞行的三维仿真曲线,可见本文提出的导弹低空 TF/TA 飞行的导引方法是可以满足实际战术要求的.

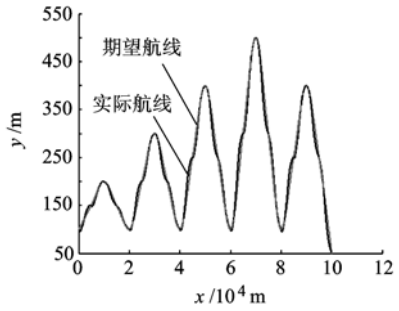


图 7　纵向六自由度仿真图(TPC 法)

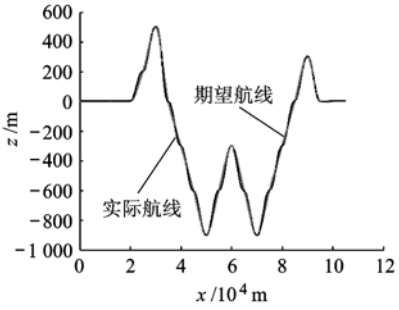


图 8　横侧向六自由度仿真图(TPC 法)

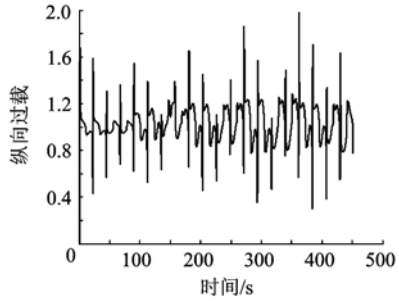


图 9　低空突防过载仿真图(TPC 法)

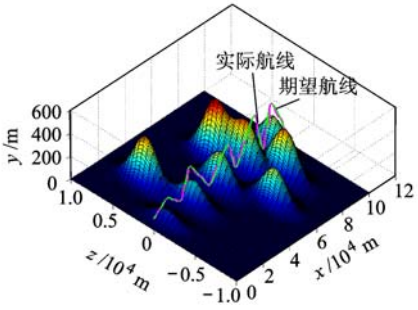


图 10　导弹低空突防 TF/TA 飞行的三维仿真曲线

6　结　论

1) 采用 TPC 法相对传统的角指令法可以使导弹 TF 飞行的轨迹更加平滑,提高导弹的 TF 飞行能力,在导弹进行低空突防时可以减小撞地概率;同时保证了指令信号的平滑过渡,在导弹飞行过程中,使导弹的纵向过载满足指标要求.

2) 提出的导弹 TA 飞行的指令生成方法可以保证导弹沿规划的航路进行 TA 飞行,如果直接加入航迹偏角指令而不采用这种方法,导弹的弹道会发散.

3) 在给出 θ^*,φ^* 指令的基础上,根据飞行力学的知识,推出其他指令 ϑ^*,h^*,ϕ^* 的公式,这样可以进一步对导弹的舵面指令进行微调,提高导弹的 TF/TA 飞行能力.

参考文献 (References)

[1] 王长青,李景源. 一类地形跟踪控制系统方案探讨[J]. 战术导弹技术,1998,2:35 - 39
Wang Changqing, Li Jingyuan. An approach to the design of terrain following control systems[J]. Tactical Missile Technology, 1998,2:35 - 39(in Chinese)

[2] 南英,彭云. 一种实用的地形回避/地形跟踪算法[J]. 飞行力学,2006,24(4):73 - 75
Nan Ying, Peng Yun. An effective algorithm of terrain avoidance/terrain following[J]. Flight Dynamics, 2006,24(4):73 - 75(in Chinese)

[3] Twigg S, Calise A, Johnson E. 3D trajectory optimization for terrain following and terrain masking[R]. AIAA-2006-6102, 2006

[4] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2008:2 - 27
Qian Xingfang, Lin Ruixiong, Zhao Yanan. Missile flight dynamics[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2008:2 - 27(in Chinese)

[5] 吴森堂,费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:191 - 255
Wu Sentang, Fei Yuhua. Flight control system[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005: 191 - 255(in Chinese)

[6] 姚宏浩,章卫国,李爱军. 非线性 PD 控制在自动地形跟随系统中的应用[J]. 飞行力学,2005,23(1):73 - 74
Yao Honghao, Zhang Weiguo, Li Aijun. Application of the nonlinear PD controller in an autonomous terrain following flight control system[J]. Flight Dynamics, 2005,23(1):73 - 74(in Chinese)

[7] 穆晓敏. 多弹自主编队控制与协同航路规划方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院,2010
Mu Xiaomin. Methods of autonomous formation control and cooperative route planning for multi-missiles[D]. Beijing: School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010(in Chinese)

(编　辑:刘登敏)