

采用高抛弹道的空空导弹复合导引律研究^{*}

夏芒, 张忠阳, 杜广宇

(北京电子工程总体研究所 北京 100854)

摘要: 以某中远距空空导弹为背景, 提出了高抛弹道的设计思路以增加有效射程, 根据不同制导段飞行性能指标要求研究分析了相应的制导参数, 提出了高抛弹道复合导引律。建立了导弹和目标的弹道模型, 仿真分析了高抛弹道的特点, 并在不同距离条件下与平直弹道情况相比, 仿真表明高抛弹道对中远距离目标具有良好的攻击效果。

关键词: 空空导弹; 高抛弹道; 复合制导

doi: 10.3969/j.issn.1009-086x.2014.01.009

中图分类号: TJ765.3; TJ762.2⁺3

文献标志码: A

文章编号: 1009-086X(2014)-01-0046-05

Combined Guidance of Parabolic Trajectory for Air to Air Missile

XIA Mang, ZHANG Zhong-yang, DU Guang-yu

(Beijing Inst. of Electronic System Engineering, Beijing 100854, China)

Abstract: The parabolic trajectory is proposed for a medium long range air to air missile to increase the effective range. The guidance parameters are analyzed according to the different requirements of each guidance phase. The combined guidance law for the parabolic trajectory is proposed. The ballistic model is built to analyze the characteristics of the parabolic trajectory. Compared to the flat trajectory, the parabolic trajectory has better attack capacity for medium/long range target.

Key words: air to air missile; parabolic trajectory; combined guidance

0 引言

现代战争是信息化条件下的高技术战争, 制空权的争夺已成为夺取战争胜利的关键所在。由于空空导弹在中远程精确打击、夺取制空权中的重要地位和作用, 它在现代战争中扮演着越来越重要的角色^[1]。研究表明提高导弹飞行高度, 利用高空大气稀薄的特点减小飞行阻力可以大幅增加射程^[2]。采用高抛弹道导引律在不改变导弹基本参数的情况下对空空导弹进行增程被认为是有效可行的。

1 导引律

中远距空空导弹由于飞行时间长, 距离远, 其导引律通常分为初段、中段和末段 3 个制导段。各段飞行性能指标与制导信息来源不同, 所选择的制导律也不同。

1.1 初制导导引律

初制导段采用程序控制, 它通过载机探测的目标信息结合导弹自身性能指标预测命中点, 目的是使导弹获得有利的预置弹道倾角 θ_{opt} 和偏角 ψ_{opt} 。

^{*} 收稿日期: 2013-03-14; 修回日期: 2013-03-29

基金项目: 有

作者简介: 夏芒(1988-), 男, 湖北浠水人。硕士生, 研究方向为导弹总体设计。

通信地址: 100854 北京市 142 信箱 30 分箱

以导弹发射时刻为起始时刻, 在 $t < 0.6$ s 时, 导弹制导回路不工作, 控制回路使导弹姿态保持稳定并确保导弹与载机安全分离。导弹稳定之后进入初制导段直到 t_0 时刻, 为使过载平稳变化且有利于初制导过渡到中制导, 在 $0.6 < t < t_0$ 时, 按照正弦函数 $\sin\left(\pi \frac{(t-0.6)}{(t_0-0.6)}\right)$ 型程序控制, 则要想在初制导结束时获得预置角 θ_{opt} 和 ψ_{opt} , 俯仰和偏航通道上的程序控制分别采用以下公式^[3]:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \frac{\pi}{2(t_0-0.6)} \theta_{\text{opt}} \sin\left(\pi \frac{(t-0.6)}{(t_0-0.6)}\right), \\ \dot{\psi} = \frac{\pi}{2(t_0-0.6)} \psi_{\text{opt}} \sin\left(\pi \frac{(t-0.6)}{(t_0-0.6)}\right). \end{cases} \quad (1)$$

1.1.1 水平面内的预置角计算

导弹预置角是根据预测命中点计算而来的, 其在水平面内的运动情况如图 1 所示。以目标速度方向的反向为 Ox 轴, 目标视线在水平面内的投影与 Ox 轴负向的夹角称为进入角, 记为 q_0 。假设导弹速度 v_m 对准目标发射, 则发射时的弹道偏角 $\psi_{v_0} = q_0$ 。图 1 所示命中点的位置 (x_G, y_G, z_G) 用如下公式估算^[3]:

$$\begin{cases} x_G = x_t + t_{\text{up}} v_t \cos \theta_t \cos \psi_{v_t}, \\ y_G = y_t + t_{\text{up}} v_t \sin \theta_t, \\ z_G = z_t - t_{\text{up}} v_t \cos \theta_t \sin \psi_{v_t}, \end{cases} \quad (2)$$

式中: (x_t, y_t, z_t) 为目标初始位置; $v_t, \theta_t, \psi_{v_t}$ 分别为目标的速度、弹道倾角和弹道偏角; t_{up} 为预测飞行时间。

对于中远距空空导弹来说高度变化量远小于水平距离变化量, 因此 t_{up} 的计算公式为

$$t_{\text{up}} = \frac{R_0}{\tilde{v}_m + v_t \cos \psi_{v_0}}, \quad (3)$$

式中: \tilde{v}_m 为导弹飞行的平均速度, 由弹道仿真插值估算而来; R_0 为发射距离。

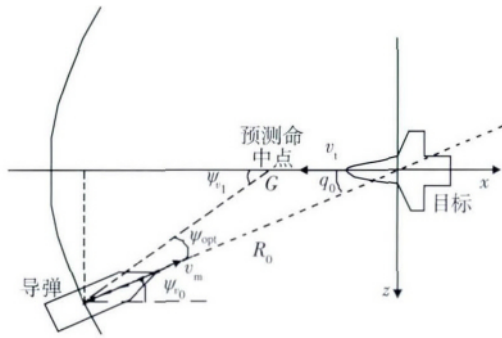


图 1 水平面内导弹目标相对运动

Fig. 1 Relative motion between missile and target in horizontal plane

为了使弹道平直, 初制导段内导弹在水平面内转过一个预置角, 使其速度方向指向预测命中点。图中 ψ_{v_1} 即为初制导结束时的弹道偏角, 由图得到预置角 ψ_{opt} 的计算表达式为

$$\psi_{\text{opt}} = \psi_{v_1} - \psi_{v_0}. \quad (4)$$

而 ψ_{v_1} 的计算如下:

$$\psi_{v_1} = \begin{cases} \left| \arctan\left(\frac{z_G - z_m}{x_G - x_m}\right) \right|, & x_G - x_m > 0, z_G - z_m \leq 0, \\ \pi - \left| \arctan\left(\frac{z_G - z_m}{x_G - x_m}\right) \right|, & x_G - x_m < 0, z_G - z_m \leq 0, \\ \pi + \left| \arctan\left(\frac{z_G - z_m}{x_G - x_m}\right) \right|, & x_G - x_m < 0, z_G - z_m > 0, \\ 2\pi - \left| \arctan\left(\frac{z_G - z_m}{x_G - x_m}\right) \right|, & x_G - x_m > 0, z_G - z_m > 0, \\ \pi/2, & x_G - x_m = 0, z_G - z_m < 0, \\ 3\pi/2, & x_G - x_m = 0, z_G - z_m > 0, \end{cases} \quad (5)$$

式中: (x_m, y_m, z_m) 为导弹发射时刻位置。

1.1.2 铅垂面内的预置角计算

导弹在铅垂面内的运动情况如图 2 所示, 它将在初制导段内获得预置抛射角 θ_{opt} 。

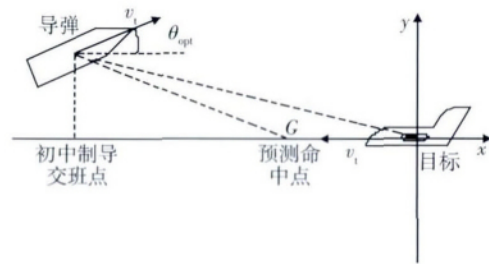


图 2 铅垂面内导弹目标相对运动

Fig. 2 Relative motion between missile and target in vertical plane

导弹的预置角计算公式为^[3]

$$\theta_{\text{opt}} = k_1 \theta_{\Delta} + \arctan\left(\frac{y_G - y_m}{\sqrt{(x_G - x_m)^2 + (z_G - z_m)^2}}\right), \quad (6)$$

式中: $k_1 = 1.5 \frac{y_{\text{max}} - y_m}{y_{\text{max}}}$, y_{max} 为导弹最大飞行高度, 本文限制最大飞行高度 30 km。 θ_{Δ} 的计算公式为^[3]

$$\theta_{\Delta} = \frac{\pi}{6} (1 - e^{-0.01(t_{\text{up}} + 30)}). \quad (7)$$

1.2 中制导导引律

中制导段采用比例导引律^[4]

$$\dot{\theta} = k_1 \dot{q}, \dot{\psi} = k_2 \dot{\varepsilon}, \quad (8)$$

式中: $k_1 = 3; k_2 = 3$ 。

对于初制导和中制导导引律都是在弹道坐标系中得到的,其对应的弹道系过载为^[5]

$$\begin{cases} n_y = v_m \dot{\theta}/g, \\ n_z = -v_m \dot{\psi} \cos \theta/g. \end{cases} \quad (9)$$

1.3 末制导导引律

末制导段采用自适应滑模制导律,其在弹道坐标系中的需用过载为^[6-10]

$$\begin{cases} a_{my} = (k+1) |\dot{R}| \dot{q} + \Delta \frac{\dot{q}}{|\dot{q}| + \delta}, \\ a_{mz} = -(k+1) |\dot{R}| \dot{\varepsilon} - \Delta_1 \frac{\dot{\varepsilon}}{|\dot{\varepsilon}| + \delta_1}, \end{cases} \quad (10)$$

式中: R, \dot{R} 分别为相对距离和相对速度; q, ε 分别为高低角和方位角; $\dot{q}, \dot{\varepsilon}$ 分别为高低角速度和方位角速度; $R_1 = R \cos q$; Δ, Δ_1 为变结构控制项; δ, δ_1 为小的正数。

以纵向平面为例,式(10)中第1项为比例导引项,取 $k=3$; 第2项为变结构项,取 $\Delta = |a_{ty}|$, 其中 a_{ty} 为目标在视线坐标系中的加速度,则变结构项可以随目标加速度估计值实时连续变化, $\delta = |\dot{q}_{\max}|/10$ 为固定值,其中 $|\dot{q}_{\max}|$ 为视线角速率的最大值,它通过弹道仿真得到。这一改进的优点在于继承了变结构导引律的鲁棒性,同时用连续变化的目标加速度代替变结构项,最大程度地抑制了目标视线抖动。

要实现自适应滑模制导律,必须对目标加速度进行估计。为此画出三维空间的导弹-目标追逃相对运动关系模型如图3所示^[11]。采用解析重构法将导弹目标相对运动方程微分并代入导弹加速度表达式后得到目标加速度估算式为

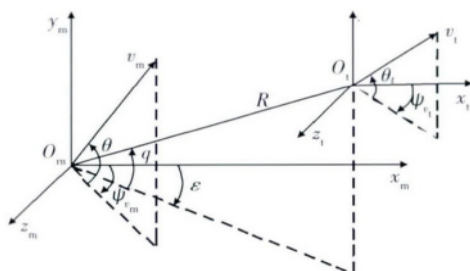


图3 导弹-目标相对运动关系

Fig.3 Relative motion between missile and target

$$\begin{cases} a_{ty} = a_{my} + 2 \dot{R} \dot{q} + R \ddot{q} + R \dot{\varepsilon}^2 \cos q \sin q, \\ a_{tz} = a_{mz} + 2 \dot{R} \cos q \dot{\varepsilon} - R \dot{q} \dot{\varepsilon} \sin q + R \ddot{\varepsilon} \cos q, \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\ddot{q}, \ddot{\varepsilon}$ 分别为高低角加速度和方位角加速度。

图3中, O_m 为导弹位置, O_t 为目标位置; θ, ψ, ψ_m 分别为导弹的弹道倾角和弹道偏角。

1.4 制导律交接问题

对于中远距空空导弹而言,各飞行段制导信息来源不同、制导律不同,必须考虑如何保证在制导交班时弹道平滑过渡。导弹过载从 n_1 平滑过渡到 n_2 的过程为弹道交接段,该段导引律为交接制导律,在复合导引律设计中必须考虑交接制导律。交接制导律的一般形式为^[12]

$$n_c = n_1(t) \rho(t) + n_2(t) [1 - \rho(t)] \quad 0 \leq \rho(t) \leq 1, \quad (12)$$

式中: $\rho(t)$ 为从1递减到0的某一函数。

初制导到中制导弹道交接段以时间为依据,采用长度为 Δt 的时间进行过渡,设交接开始点为 t_1 ,则交接过程中 $\rho(t)$ 的表达式为

$$\rho(t) = (\Delta t + t_1 - t) / \Delta t. \quad (13)$$

中末交班制导律以导弹目标相对距离为交班依据, $\rho(t)$ 的表达式为

$$\rho(t) = (R(t) - L) / L_0, \quad (14)$$

式中: L_0 为交班过程中相对距离变化量; L 为末制导开始时刻相对距离; $R(t)$ 为导弹目标相对距离。

2 弹道仿真结果

2.1 弹道分析

载机和目标高度 10 km, 速度 400 m/s, 发射距离 150 km, 进入角 30° , 目标作匀速直线飞行。高抛弹道空空导弹攻击目标的轨迹如图4所示。

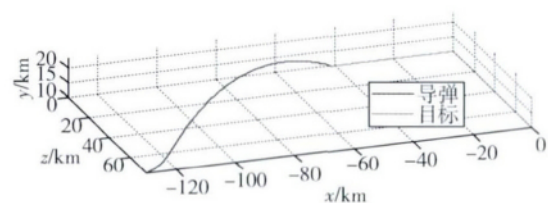


图4 导弹攻击目标轨迹图

Fig.4 Trajectory of missile and target

导弹弹道倾角速率和偏角速率变化如图5所示。由图5中可以看到,经过改进设计的导弹初中段交班和中末交班指令变化平稳,最大过载出现在

初制导阶段,末段弹道倾角速率收敛到0,偏角有所发散,但并不大。

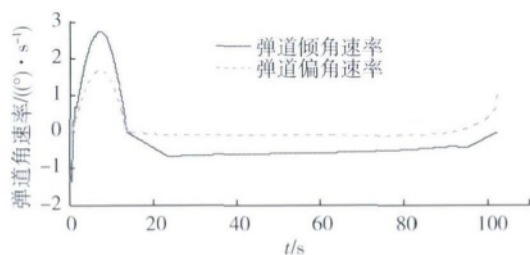


图5 角速率变化图

Fig. 5 Curve of the angle rate

导弹速度变化曲线如图6所示,导弹发射后在两级火箭发动机作用下达到最大速度,同时也达到最大抛射角。导弹将继续向高空飞行,速度开始下降,当导弹飞至最高点后开始下落,速度又略有增大;随着高度下降空气阻力也在增加,最终使得速度再次下降直至命中目标。

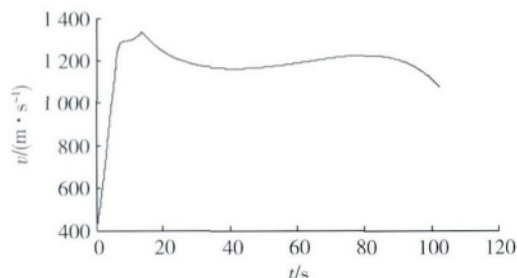


图6 导弹速度变化情况

Fig. 6 Variation of missile velocity

2.2 高抛弹道对攻击效果的影响

仿真中设定载机和目标高度均为10 km,速度400 m/s,导弹进入角30°。在平直发射中不采用高抛弹道直接进入中制导,其仿真结果与高抛弹道对比如表1所示。

表1 不同发射距离下的仿真结果

Table 1 Simulation results of different transmission distance

| 发射距离/km | 脱靶量/m | | 命中速度/(m·s ⁻¹) | | 飞行时间/s | |
|---------|-------|------|---------------------------|-------|--------|------|
| | 平射 | 高抛 | 平射 | 高抛 | 平射 | 高抛 |
| 110 | 脱靶 | 0.33 | — | 986 | — | 77.5 |
| 100 | 4.79 | 0.31 | 354 | 971 | 95.8 | 70.8 |
| 90 | 0.64 | 0.28 | 443 | 961 | 79.8 | 63.9 |
| 70 | 0.50 | 0.88 | 624 | 959 | 54.6 | 49.8 |
| 50 | 0.39 | 4.12 | 874 | 974 | 35.4 | 35.4 |
| 40 | 0.44 | 4.33 | 1 021 | 972 | 27.4 | 28.4 |
| 30 | 0.43 | 2.25 | 1 181 | 1 113 | 20.4 | 20.9 |
| 20 | 1.31 | 2.43 | 1 345 | 1 326 | 14.2 | 14.3 |

仿真结果表明在近距离(<50 km)情况下,平直发射与高抛弹道的攻击效果相当,命中速度以及飞行时间差别不大,脱靶量甚至要小于高抛弹道;而在中远距离情况(>70 km)下,高抛弹道可以明显增大命中速度,减小导弹飞行时间和脱靶量。因此对于中远距空空导弹来说,高抛弹道是一个非常有利的选择。

3 结束语

仿真结果表明高抛弹道空空导弹攻击中远距离目标所需时间短,末速度大,精度高,而且过载变化平稳,弹道特性良好,对中远距离目标具有良好的攻击效果。对于采用火箭发动机的空空导弹来说,高抛弹道复合制导律技术上实现起来简单,无需对导弹进行大的改动,它对于空空导弹增程具有重要意义。

参考文献:

- [1] 任森,王秀萍. 2011年国外空空导弹发展综述[J]. 航空兵器, 2012(3): 3-7.
REN Miao, WANG Xiu-ping. Overview of the AAM's Development in Other Countries[J]. Aviation Weapon, 2012(3): 3-7.
- [2] 王冠军. 中远程空空导弹复合制导研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004: 50-56.
WANG Guan-jun. Research on Combined Guidance Law for Medium-Long Range AAM[D]. Xi'an: Northwestern Industry University, 2004: 50-56.
- [3] 杨雪榕,李晓东,梁加红. 空空导弹高抛弹道复合制导律研究[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 20(12): 2918-2923.
YANG Xue-rong, LI Xiao-dong, LIANG Jia-hong. Research on Combined Guidance Law for Parabolic Trajectory AAM[J]. Systems Engineering and Electronics, 2009, 20(12): 2918-2923.
- [4] 程国采. 战术导弹导引方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 1996: 251-258.
CHEN Guo-cai. Guidance Method for Tactical Missile[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1996: 251-258.
- [5] 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: 57-64.
QIAN Xing-fang, LIN Rui-xiong, ZHAO Ya-nan. Mis-

- sile Flight Mechanics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2008: 57–64.
- [6] 周荻. 寻的导弹新型导引规律 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 28–30.
- ZHOU Di. New Guidance Laws for Homing Missile [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002: 28–30.
- [7] ZHOU Di, MU Chun-di, XU Wen-li. Fuzzy Adaptive Variable Structure Guidance Against Highly Maneuvering Targets [C] // Beijing: Proceeding of IFAC 14th Triennial World Congress, 1999: 259–263.
- [8] BRIERLEY S D. Application of Sliding-Mode Control to Air-Air Interception Problem [J]. IEEE Transactions on AES, 1990, 26(2): 306–325.
- [9] Ravindra Babu K, SARMA I G, SWAMY K N. Two Variable Structure Homing Guidance Schemes with and without Target Maneuver Estimation [C] // AIAA-94-3566-CP, 1994.
- [10] VATHSAL S, RAO M N. Analysis of Generalized Guidance Laws for Homing Missiles [J]. IEEE Transactions on AES, 1995, 31(2): 514–521.
- [11] 李军林, 袁湛. 三维修正比例导引弹道仿真研究 [J]. 机械管理开发, 2009(2): 161–162.
- LI Jun-lin, YUAN Zhan. Research on Three-Dimensional Modified Proportional Guidance Trajectory Simulation [J]. Mechanical Management and Development, 2009(2): 161–162.
- [12] 梁晓庚, 王伯荣, 余志峰, 等. 空空导弹制导控制系统设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 210–212.
- LIANG Xiao-geng, WANG Bo-rong, YU Zhi-feng, et al. Design of AAM Guidance and Control System [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 210–212.
-
- (上接第 39 页)
- [4] 陈文俊. MSC/NASTRAN 程序中一个气动热弹性考题的计算结果 [J]. 战术导弹技术, 1999(4): 32–38.
- CHEN Wen-jun. The Results of a Program About Aero-thermoelastic in MSC/NASTRAN [J]. Tactical Missile Technology, 1999(4): 32–38.
- [5] 谭光辉, 李秋彦, 冉玉国, 等. 一种高超音速热颤振工程分析方法 [C] // 第十一届全国空气弹性学术交流会, 2003 21(4): 481–486.
- TAN Guang-hui, LI Qiu-yan, RAN Yu-guo, et al. Analysis Method for Thermal Flutter of Supersonic Vehicle [C] // 11th Countrywide Aeroelasticity Academic Conference, 2003 21(4): 481–486.
- [6] 吴志刚, 惠俊鹏, 杨超. 高超声速下翼面的热颤振工程分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(3): 270–273.
- WU Zhi-gang, HUI Jun-peng, YANG Chao. Hypersonic Aerothermoelastic Analysis of Wings [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics And Astronautics, 2005, 31(3): 270–273.
- [7] Jack J McNamara, Adam J Culler. Aerothermoelastic Modeling Consideration for Hypersonic Vehicle [C] // 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference.
- [8] SPAIN C, SOISTMANN D, Eparker. An Overview of Selected NASP Aeroelastic Studies at NASA-Langley Research Center [R]. AIAA: 1900–5218.
- [9] 吕继航, 杨茂, 陈凤明. 超音速舵面热气动弹性仿真 [J]. 计算机仿真, 2010, 27(3): 43–46.
- LÜ Ji-hang, YANG Mao, CHEN Feng-ming. Aerothermoelastic Simulation of Supersonic Missile Rudder [J]. Computer Simulation, 2010, 27(3): 43–46.
- [10] 李增文, 林立军, 关世义. 超声速全动翼面热颤振特性分析 [J]. 战术导弹技术, 2008(5): 36–39.
- LI Zeng-wen, LIN Li-jun, GUAN Shi-yi. Research on the Thermal Flutter Characteristics of Hypersonic All-move Wing [J]. Tactical Missile Technology, 2008(5): 36–39.
- [11] 杨超. 飞行器气动弹性原理 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011: 52–53.
- YANG Chao. Aeroelasticity Theory of Aircraft [M]. Beijing: Beihang University Press, 2011: 52–53.
- [12] 张伟伟, 夏巍, 叶正寅. 一种超高音速热气动弹性数值仿真研究方法 [J]. 工程力学, 2006, 23(2): 41–46.
- ZHANG Wei-wei, XIA Wei, YE Zheng-yin. A Numerical Method for Hypersonic Aerothermoelasticity [J]. Engineering Mechanics, 2006, 23(2): 41–46.