

一种简单的中远程空-空导弹中制导律研究

富 立 范耀祖 宁文如

(北京航空航天大学 301 教研室, 北京, 100083)

INVESTIGATION OF SIMPLE MIDCOURSE GUIDANCE FOR LONG- AND MEDIUM-RANGE AIR-TO-AIR MISSILES

Fu Li, Fan Yaozhu, Nin Wenru

(Faculty 301, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

摘 要 基于奇异摄动方法, 提出了中远程空-空导弹由爬升段控制、巡航段控制和交接段最小能量控制 3 部分构成的次优中制导律。根据工程实际要求, 给出了简单的、易于实现的中制导律执行算法。结果表明, 该制导律较好地满足了中制导段的要求。

关键词 中制导律 奇异摄动理论 中远程空空导弹

中图分类号 V249

Abstract Based on the singular perturbation theory and feedback linearization methodology, a new guidance is obtained by constructing a composite control law from a climbing phase control, cruising phase control and switching phase control. In order to reduce onboard computation, a simple close-loop guidance algorithm is given. Finally, the simulation results of a certain kind of air-to-air missile is presented. It is shown that application of the new guidance law results in smaller heading errors at handover.

Key words midcourse guidance law, singular perturbation theory, long- and medium-range air-to-air missiles

复合制导技术是为了满足中远程空-空导弹对精度及超视距发射要求而产生的新制导概念, 其中中制导起着关键作用。由于对中制导的要求与对末制导的要求不同^[1], 使得适用于末制导的导引律不再适用于中制导^[2], 因此要设计满足中制导的中制导律。由于当飞行距离较长时, 导弹质心运动模型中各状态变化的快慢是不一样的, 因此可以利用奇异摄动理论设计中制导律, 以代替工程中不易实现的最优中制导律, 达到令人满意的效果。

1 中制导律设计

采用瞬时平衡假设, 将导弹视为可控质点, 在中制导段其运动方程可描述为

$$\left. \begin{aligned} \dot{E}^a &= v(T - D)/(mg); \dot{E}^v = -gn_z/(v \cos H) \\ x^a &= v \cos H \cos \gamma; \dot{y}^a = v \sin H \\ z^a &= -v \cos H \sin \gamma; \dot{H}^a = (g/v)(n_y - \cos H) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: v 是速度; T 为推力; m 为质量; g 为重力加速度; $E = v^2/2g + y$ 是比能; E 是人为引入的小参数, 表示在中制导段弹道偏角 γ 、弹道倾角 H 和高度 y 的变化比纵向距离 x 、侧向距离 z 和比能 E 变化快; D 是空气阻力, 由下式确定

$$D = D_0 + D_i(n_z^2 + n_y^2); D_0 = C_{D_0}qs; D_i = m^2g^2p; p = k/(qs); q = H^2/2 \quad (2)$$

式中: D_0 为零升阻; C_{D_0} 零升阻力系数; S 为参考面积; q 为动压; k 为诱导阻力因子; Q 为大

气密度; n_z 为侧向过载; n_y 为纵向过载。中制导段一般要求能量最省, 因此, 取中制导问题的性能指标: $J = \min_{n_y, n_z} [-E(t_f)]$, 其中 t_f 表示中制导结束时刻。令 $E=0$ 得降阶子系统为

$$\dot{E} = v_0(T - D_0)/(mg); \quad \dot{x} = v_0 \cos 7_v_0; \quad \dot{z} = -v_0 \sin 7_v_0 \quad (3)$$

此时有 $n_{z0} = 0, H = 0, n_{y0} = 1$, 空气阻力为 $D_0 = D'_0 + D''_0$ 。将 $(7_v_0, y_0)$ 视为降阶子系统的控制量, 由最优控制理论可得最优弹道偏角 7_v_0 以及最优高度 y_0 的隐式方程为

$$-7_v_0 = \arctan[(z\alpha - z_0)/(x_{0f} - x_0)] \quad (4)$$

$$g(T - D_0)/m - (T_{avg} - D_0)/m_{avg} + (v_0^2/m)\{SD'_0/5y_0 + SD''_0/5y_0\} = 0 \quad (5)$$

可通过计算迭代出最优高度, 其中 $x_{0f} = x_0(t_f), z\alpha = z_0(t_f); T_{avg}, m_{avg}$ 为平均推力和平均质量。

将快变时间尺度 $S = (t - t_1)/E(t_1 = t_0)$ 为中制导初始时刻或 $t_1 = t_f$ 代入式(1)中, 并令 $E=0$ 得快变子系统

$$d7_v/dS = -gn_z/(v\cos H); \quad dy/dS = v\sin H; \quad dH/dS = (g/v)(n_y - \cos H) \quad (6)$$

用状态 $[W_1 \ W_2 \ W_3]^T = [7_v \ y \ v\sin H]^T$ 代替式(7)中的状态, 并令

$$n_z = (-v\cos H g)V_1; \quad n_y = (1/\cos H) + [-1/(g\cos H)]V_2 \quad (7)$$

可将系统式(6)变为线性系统

$$dW/dS = AW + BV \quad (8)$$

式中: $W = [W_1 \ W_2 \ W_3]^T; V = [V_1 \ V_2]^T; A$ 和 B 分别为适当维数的矩阵。令 $W_F = W - W_s, V_F = V - V_s$ (W_s 和 V_s 分别为系统稳定时的状态和控制), 满足 $V_s = [0 \ 0]$ 和 $W_s = [7_v_0 \ y_0 \ 0]$, 由此可得

$$dW_F/dS = AW_F + BV_F \quad (9)$$

其渐近稳定的控制器为

$$V_F = \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & k_3 \end{bmatrix} [W_{1F} \ W_{2F} \ W_{3F}]^T = KW_F \quad (10)$$

通过式(7), 由 $V = V_s + V_F$ 得快变子系统式(6)的快变控制器 $[n_{zs} + n_{zF} \ n_{ys} + n_{yF}]^T$ 。在该快变控制器的作用下, 导弹将爬到最优高度并转入巡航。为了保证可靠的截获目标, 还需要加入交接段控制 $[n_{zb} \ n_{yb}]^T$ 。为此仍考虑线性系统式(8)。在中制导末端, 快变时间尺度 $S = (t - t_f)/E$ 并且 $W = W_s + W_F + W_b, V = V_s + V_F + V_b$, 由式(8)、式(9)可得

$$dW_b/dS = HW_b + BV_b \quad (11)$$

其中: $H = A + BK'$ 。 K' 是任意使系统渐近稳定的反馈增益阵。可以证明^[3], 对于系统式(11)存在最小能量控制满足

$$V_b = \begin{bmatrix} -2k'_1 e^{k'_1 S_2} & 0 & 0 \\ 0 & 2k'_2 k'_3 S_2 e^{(k'_3/2)S_2} & -2k'_3 [1 + (k'_3/2)S_2] e^{(k'_3/2)S_2} \end{bmatrix} [W_{1b} \ W_{2b} \ W_{3b}]^T \quad (12)$$

其中: $k'_3 + 4k'_2 = 0$, 使得 W_b 从 $S_2 = -S/E$ 时 $W_b = 0$ 转移到 $S = 0$ 时 $W_b = W(t_f) - W_s$, 由式(8)、式(10)、式(12)可得侧向过载 n_z 和纵向过载 n_y

$$\left. \begin{aligned} n_z &= (-v\cos H g) \left\{ k_1(7_v - 7_v_0) - 2k'_1 e^{k'_1(t_f - t)/E} (7_{vf} - 7_v_0) \right\} \\ n_y &= \left\{ g + k_2(y - y_0) + k_3 v \sin H + 2k'_2 k'_3 (t_f - t)/E e^{(k'_3/2)[(t_f - t)/E]} (y_f - y_0) \right\} \\ &\quad - 2k'_3 [1 + k'_3/2(t_f - t)/E] e^{(k'_3/2)[(t_f - t)/E]} (v \sin H) / (g \cos H) \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

式(6)、式(13)就是由爬升段控制、巡航段控制和交接段最小能量控制构成的中远程空-空导弹的中制导律。

2 中制导律执行算法

中制导段捷联惯导系统和指令修正技术的采用,使得导弹和目标运动状态信息可以获得,为中制导律的形成提供了有利条件。在形成上述中制导律的过程中,除了需要导弹的运动信息外,还需要估计导弹在中制导结束时的状态。为简化计算,考虑到空-空导弹最终将与目标碰撞于截击点处,因此可用预测截击点位置 (x_{ff}, y_{ff}, z_{ff}) 近似代替 (x_f, y_f, z_f) ,这样 $t_f - t$ 就是导弹的剩余时间 t_{go} 。为了中末制导的顺利交接,由下式确定 H 和 γ_f

$$\gamma_f = \arctan[(z_{ff} - z)/(x_{ff} - x)]; \quad H = \arctan[(y_{ff} - y) / \sqrt{(x_{ff} - x)^2 + (z_{ff} - z)^2}]$$

其中: (x, y, z) 是捷联惯导提供的导弹位置。为了在中制导结束时可靠地截获目标,需要根据目标视线 LOS 修正导引头指向,修正方法可见文献[4]。导弹的剩余时间 t_{go} ,中制导结束时导弹的速度 v_f 及预测截击点的位置 (x_{ff}, y_{ff}, z_{ff}) ,可采用工程方法估计^[5]。

在上述中制导律中,主要的计算量集中在求最优高度上,弹道的高低实际上体现了能量最省和制导时间最短之间的关系^[2]。因此,可根据发射距离的远近,用某一预定高度代替最优高度,即可满足远距或近距发射时在能量和时间上的不同要求。另外中制导律中有关导弹的运动信息是由捷联惯导提供的,所以中制导律中的弹道倾角 H 弹道偏角 γ_v 由俯仰角 γ ;航向角 α 代替,取人为引入的小参数 $\epsilon = 1$ 。经过上述简化近似,在弹上执行的中制导律为 $\gamma_v = \arctan[(z_{ff} - z)/(x_{ff} - x)]$, y_0 预定装入参数, $n_z = (-v \cos H/g)k_1 (< \gamma_v_0)$ 。

$$n_y = \{g + k_2(y - y_0) + k_3 v \sin \gamma_v + 2k' k'' t_{go}^{(k'/2)t_{go}}(y_{ff} - y_0) - 2k' k'' [1 + (k'/2)t_{go}] e^{(k'/2)t_{go}}(v \sin H) / (g \cos \gamma_v)\} \quad (14)$$

3 仿真和结论

针对某型空-空导弹和机动目标,选择一组适当的控制参数,对设计的中制导律进行了仿真。仿真中不考虑捷联惯导系统和其它任何系统误差,并且采用修正指令技术获得目标运动信息。部分仿真结果见图1~图3。中制导段结束时,指向误差、航向误差和频率误差分别为 2.18° 、 1.34° 和 2.19 Hz 。

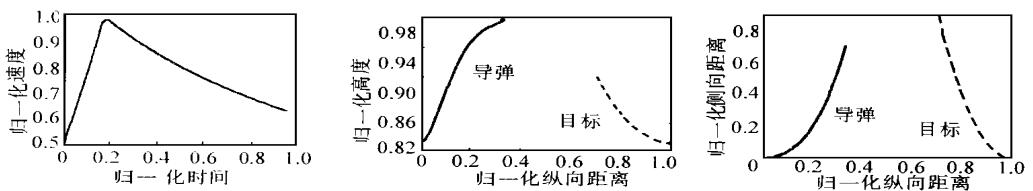


图1 导弹速度变化曲线 图2 导弹和目标高度变化曲线 图3 导弹和目标侧向距离变化曲线

通过仿真结果可以看出,该次优中制导律能够满足中制导段末速大,弹道平滑的要求。同时在中制导段结束时,指向误差、航向误差、频率误差都比较小,保证了导弹可靠地截获目标,实现了中、末制导的顺利交接。总之,本文设计的中制导律能够满足中制导段的要求,并且算法简单,易于工程实现,具有较好地工程参考价值。

参 考 文 献

- 1 廉建栋. 中远程空-空导弹的复合制导技术. 航空武器, 1990(1): 1~5
- 2 唐瘦梅. 中距空空导弹的最佳中制导. 航空武器. 1990(1): 23~31
- 3 Chen C T. Linear system theory and design. New York : Holt, Rinehart and Winston, 1984. 450~452
- 4 Hartmann U. Midcourse guidance techniques for advanced tactical missile systems. J Guidance, 1976, 4(6): 51~66
- 5 Cheng V H L. Reduced-order pulse-motor ignition control logic. J Guidance, 1987, 10(4): 343~350