

地基拦截弹对真目标进行拦截时的制导方案分析*

郭振云 赵汉元

(国防科技大学自动控制系 长沙 410073)

摘要 讨论了地基拦截弹对真目标(中近程弹道式导弹)进行拦截时的制导方案。根据拦截弹的飞行特点,将拦截过程分为初始段、中间段和拦截段,并采取了相应的制导方案。仿真结果表明,拦截具有较高的精度和良好的弹道特性,此方案是可行的。

关键词 制导, 拦截, 真目标

分类号 TJ765.3

Analysis of the Guidance Scheme to Intercept the Actual Target

Guo Zhenyun Zhao Hanyuan

(Department of Automatic Control, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract This paper studies the guidance scheme of the interception missile to intercept the actual target which is an intermediate or short range ballistic missile. According to the interception missile's flight characteristics, the trajectory is divided into three phases: primary, middle and interception phase, with variant guidance schemes. The simulation has proved that the schemes are feasible and the result is satisfactory.

Key words guidance, intercept, actual target

为了拦截中近程弹道式导弹(即目标),要求地基拦截弹具有较大的飞行速度及较强的机动能力。通常,地基拦截弹由运载器和拦截器组成。设运载器为两级发动机,第一级为大推力发动机,可提供较大的飞行速度,其工作飞行段称为初始段;从第二级发动机工作至拦截器分离,称为中间段,拦截弹在导引律作用下飞行;拦截器分离后的飞行段称为拦截段。由于拦截段利用弹上发动机进行机动控制,其机动能力较小,对初始视线转率要求较高,因此初始段和中间段所选择的制导方法对拦截器运动的影响较大。

因目标飞行速度较大,不宜采用后半球拦截,而采用前半球拦截时,相对速度大,有可能带来较大的脱靶量,因此常引入“预测点”的概念,将高速运动的真目标转换成低

* 1996年1月20日收稿。

速运动的假目标即“预测点”来考虑,以减小拦截弹的需用过载,提高拦截精度。若拦截时间较短,目标的速度及速度倾角变化不大,可直接对真目标进行拦截。而发动机技术的进步使拦截器可用过载增大,为直接拦截提供了有利条件。经弹道仿真表明,对真目标的拦截是可行的,能保证足够的命中精度。

1 各飞行段的制导方案分析

1.1 初始段制导方案

设拦截弹垂直发射,利用大推力发动机提供较大的飞行速度,同时为拦截弹进入中间段飞行提供有利条件。如果在中间段采用比例导引进行制导,则一级分离时,应使拦截弹相对于目标的速度指向目标,因此在初始段,需要对拦截弹进行转弯控制。

由于初始段飞行时间短,为使控制机构简单,可采用平面内的转弯程序来控制飞行,即通过发射初始方位角 σ_0 和程序攻角 $\alpha(t)$,来确保初始段结束时相对速度指向目标。很显然, σ_0 和 $\alpha(t)$ 须经迭代计算确定。

通常,攻角的变化趋势是事先选定的,仅需确定其最大值 α_{\max} 。初始时刻攻角 $\alpha=0$,而为减小分离时的干扰影响,一般也要求分离时有 $\alpha=0$,因此攻角 $\alpha(t)$ 可选择为

$$\alpha(t) = -0.5\alpha_{\max}(1 - \cos\omega t) \quad (1)$$

其中 $\omega = \frac{2\pi}{T_1}$ 由初始段工作时间 T_1 决定。

此时拦截弹的质心运动方程^[1]为

$$\begin{aligned} \dot{V}_c &= g_0(n_x - \sin\theta_c) \\ \dot{\theta}_c &= g_0(n_y - \cos\theta_c)/V_c \\ \dot{\sigma}_c &= 0 \end{aligned} \quad (2)$$

其中 V_c 、 θ_c 、 σ_c 为拦截弹速度及其方向参数;

n_x 、 n_y 为过载系数分量,是关于攻角 α 的函数;

g_0 为地面引力加速度常数。

在初始段利用转弯程序控制后,能够使拦截弹较好地完成拦截,且对拦截器的机动性要求不高,需用过载较小。

虽然采用平面内的程序转弯控制较为方便,但若保持垂直飞行则更简单,因而有必要研究初始段垂直飞行后拦截弹的运动特性。初始段垂直飞行结束时,导弹速度是垂直向上的,引起的视线转率很大,拦截的需用过载很大,也就是说在以后的飞行中,需要很大的法向过载。当拦截弹的可用过载较小,满足不了需用过载要求,会引起较大的脱靶量。因此,如果初始段不采用转弯控制,为完成对真目标的拦截,要求拦截弹有较强的机动能力,拦截过程中实际过载很大,拦截弹道较为弯曲,拦截效果不太理想。

1.2 中间段制导方案

一级分离后,进入中间飞行段,需要选择制导方法以控制视线转率。不同的制导方法所对应的拦截弹道特性是不同的,对拦截弹的机动能力要求也各不相同。通常一种较好的方法是比例导引法,其表达式为

$$\begin{aligned} n_x^* &= K_r |R_m| \dot{\epsilon}_m / g_0 \\ n_z^* &= K_\beta |R_m| \dot{\beta}_m / g_0 \end{aligned} \quad (3)$$

其中 $\dot{\epsilon}_{cm}$, $\dot{\beta}_{cm}$ 为视线高低角与方位角的变化率, 即视线转率;

R_{cm} 为沿视线的相对速度分量, 即接近速度;

K_e , K_β 为法向与横向的导引系数。

采用比例导引法时, 在导引过程中拦截弹道趋向于平行接近碰撞轨道, 命中点附近的需用过载趋向于零, 因而弹道特性较好, 拦截效果较为理想。

为使拦截时具有较小的接近方位角, 可以引入视线方向的修正信号, 使视线方向与目标速度反方向一致, 处于逆轨状态, 以减小拦截段的视线转率。其表达式为

$$\begin{aligned} n_y^* &= [K_e |R_{cm}| \dot{\epsilon}_{cm} + K_3 V_c (\epsilon_{cm} - \theta_m^*) / T_g] g_0 \\ n_z^* &= [K_\beta |R_{cm}| \dot{\beta}_{cm} + K_2 V_c (\beta_{cm} - \sigma_m^*) T_g / g_0 \end{aligned} \quad (4)$$

其中 ϵ_{cm} , β_{cm} 为视线高低角和方位角;

θ_m^* , σ_m^* 为预计拦截高度上目标速度的反方向方位角;

K_2 , K_3 为修正系数; $T_g = |R_{cm}| / R_{cm}$, 为预计飞行时间。

系数 K_e 、 K_β 和 K_2 、 K_3 的取值可根据实际情况进行调整, 发动机推力及气动力的大小、对弹道特性的要求等都可以影响到系数的选取。按照比例导引法定义, 当 K_e 较小时近似为速度追踪法, $K_e \rightarrow \infty$ 时为平行接近法, 因此增大系数 K_e , 可使拦截过程中的过载分布较为合理, 即在前段完成大部分机动, 后段仅作少量机动, 以减小脱靶量。在同样的视线转率 $\dot{\epsilon}_{cm}$ 下, 如果导引系数 K_e 大, 则要求的需用过载就大, 对拦截弹的机动能力要求就高。但若导引系数 K_e 过大, 而 $\dot{\epsilon}_{cm}$ 较小, 则会因需用过载大而使拦截弹所作机动过大, 引起 $\dot{\epsilon}_{cm}$ 的振荡变化。修正系数 K_2 的大小决定了进入逆轨状态的时间早晚, 其值大则早, 值小则晚。通常系数 K_e 与 K_β 可取为 6, 而 K_2 与 K_3 相对较小, 可取为 2。

1.3 拦截段制导方案

经过初始段和中间段飞行后, 拦截弹(器)进行拦截段, 按相对距离的远近分为中制导段和末制导段, 当相对距离 ρ 小于给定值 ρ_c 时, 由中制导段转入末制导段。两段的控制方式相同, 均采用视线转率开关控制, 使视线转率保持在允许的范围内。如果中间段结束时, 视线转率仍较大, 而可用过载相对较小, 则整个拦截就失败了。

2 仿真分析

弹道仿真时目标为中近程弹道导弹。在整个拦截过程中, 目标高度在一百千米以上, 处于自由段的降弧段, 可认为目标弹道为椭圆弹道, 不考虑目标的机动。

图 1 为拦截过程中拦截弹与目标的飞行弹道情况, 图 2 为拦截弹与目标的速度倾角变化情况。

由仿真结果可以看出, 在初始段采用程序攻角转弯控制后, 使相

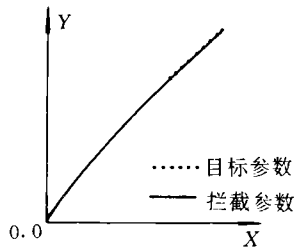


图 1 拦截飞行弹道图

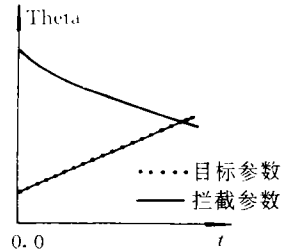


图 2 飞行速度角变化图

对速度基本上沿视线方向，减轻了中间段及拦截段对拦截弹的机动要求，较小的机动能力就可保证拦截的成功。同时在命中点附近，拦截器和目标的速度倾角值是非常接近的，因此拦截时基本处于迎面碰撞状态。而通过干扰弹道的仿真可知，在误差干扰（如发动机的秒耗量，比冲偏差及拦截弹与目标参数的测量误差等）作用下其拦截精度仍可满足要求。

如果初始段不进行转弯控制，拦截弹保持垂直飞行后进入中间段，利用比例导引法进行导引、控制拦截弹的飞行状态，则由弹道仿真结果表明，在给定的拦截弹总体参数及给定的导引控制参数作用下，即使加上中、末制导控制，拦截弹仍无法完成拦截任务，必须改变某些参数，提高拦截弹的机动能力，以改善拦截弹道的运动特性。

图 3 表示当初始段垂直飞行时，不同的拦截器推力 P 作用下，拦截弹与目标的飞行弹道情况，可以看出推力小时脱靶量大，无法完成拦截任务，只有推力足够大时才能保证一定的拦截精度。而对于小质量的拦截器来说，长时间的大推力控制是不现实的。

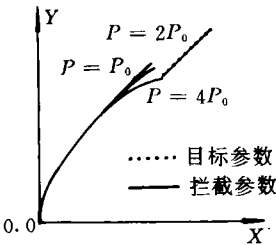


图 3 推力对弹道的影响

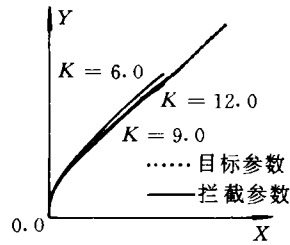


图 4 导引参数对弹道的影响

图 4 表示当初始段垂直飞行时，不同导引参数 K_i 下的拦截弹道情况，可以看出，若导引参数 K_i 大，则拦截弹道较为弯曲，拦截弹机动性增大，可达到拦截的目的，但弹道特性不好。

3 结 论

通过上述的分析表明，在合理选择的导引控制方案下，采用直接拦截是可行的。在初始段利用转弯程序控制其转弯，可以在较小的拦截器机动能力下保证拦截的精度及良好的拦截弹道特性。若在初始段保持垂直飞行，则给中间飞行段和拦截段的机动性提出了较高要求，必须提高拦截弹性能，才能保证拦截的实现。

参 考 文 献

- 1 贾沛然,陈克俊,何力. 远程火箭弹道学. 长沙:国防科技大学出版社, 1994, 58~77
- 2 周慧钟,李忠应,王瑾玫. 有翼导弹飞行力学. 北京:北京航空航天大学出版社,1982, 78~98
- 3 张望根. 寻的防空导弹总体设计. 北京:宇航出版社, 1991, 16

(责任编辑 张 静)