

拦截弹头的修正比例导引律

程凤舟, 陈士橹

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘要:针对拦截战术弹道导弹这一特殊任务,首先分析了导引律设计面临的新问题和比例导引律的缺陷,在此基础上为了改善比例导引律,引入了目标机动加速度和导弹轴向加速度等信息,对比例导引律进行了修正,对导引律中各参数进行了优化。仿真结果表明修正比例导引律的过载分布合理,且形式简单,具有实用价值。

关键词:战术弹道导弹;比例导引律;拦截弹头

中图分类号: V41 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2003)04-0015-04

拦截高速再入的战术弹道导弹,为制导规律的设计提出了新的问题。同传统的防空拦截任务相比,拦截战术弹道导弹弹头呈现出以下一些新的特点。

1) 拦截导弹与目标相比,不再具有速度上的优势。拦截弹的速度一般小于目标的速度,势必会引起攻击区变得较为狭小,只能采用前向攻击方式,而这种攻击方式对目标的机动较为敏感。

2) 由于导弹和目标的速度都较大,在前向攻击的拦截方式下,相对速度更大,导致末制导时间很短,因此必然对拦截系统中各个环节的反应速度和协调工作提出严格的要求;同时,要求中、末制导交班误差较小,如要求交班时航向角、速度倾角等在一定的范围内,因为若中制导结束时误差大,由于末制导时间短,可能来不及消除初始误差的影响,或消除误差所需的过载太大,这些都会导致脱靶量增大。

3) 对于拦截弹,也存在一些有利因素,如拦截平面近似在纵向铅垂面内,目标的机动能力有限,甚至不作机动,因此目标的运动特性在很大程度上是可以预测的。

考虑到以上特点,研究适用这种作战环境的导引规律时,应该尽量利用其有利因素,减弱或消除不利因素的影响。要保证较小的脱靶量,必然要求导引律中引入具有更多的导弹、目标及其相对运动信息。

1 比例导引及其修正形式

目前,基于现代控制理论,现代导引律还难于达到工程适用阶段,因为现代制导规律不仅结构多变而且制导信息量大,对目标加速度估计误差、剩余飞行时间估计误差灵敏度高,对测量元件提出很高的要求,因此普遍采用的仍是比例导引律及其各种修正形式作为末制导律。比例导引的优点是构造简单,易于实现,对元部件规范要求不高,有较强的抑制噪声能力。

鉴于比例导引律的特点,下面的工作尝试对比例导引律进行改进以对付战术弹道导弹弹头,主要从改变制导增益形式和引入一定的制导误差修正信息着手。

拦截战术弹道导弹弹头一般采用前向攻击方式,迎面拦截有4种初始情况,分别见图1的(a)~(d)

图1b所示情况,目标末制导前半段速度线在视线之上,目标运动使视线角增大。为消除视线转动,在比例导引律引导下,目标向上机动,在相对运动过程中,目标速度方向渐渐位于目标线之下,目标运动引起视线角减小,导弹随之向下机动,此时相对运动情况向图1(d)和图1(a)转变,若此时目标速度不大,目标速度方

收稿日期:2003-01-08

作者简介:程凤舟(1967-),男,吉林东丰人,讲师,博士,主要从事装备可靠性研究;

陈士橹(1920-),男,浙江东阳人,中国工程院院士,俄罗斯宇航学院外籍院士,西北工业大学航天工程学院名誉院长。

向与视线夹角不大,导弹可以在可用过载限制内修正速度方向,瞄准目标。若目标速度较大或目标速度与视线夹角较大,则导弹很可能由于可用过载不够造成法向较大的脱靶量,也可能由于速度不够造成速度方向的脱靶量。因此,比例导引拦截弹典型情况是弹道首先向上弯曲,然后逐渐向下弯曲,随着距离减小,需用过载越来越大,导致较大的脱靶量,整个拦截过程中,付出的控制能量较大,而脱靶量也较大。可以认为,导引前半段的机动不仅没有起到减小终端脱靶量的作用,还为末段导引积累了“误差”,使末段由于时间来不及或过载不够造成脱靶,因此必须加以修正。

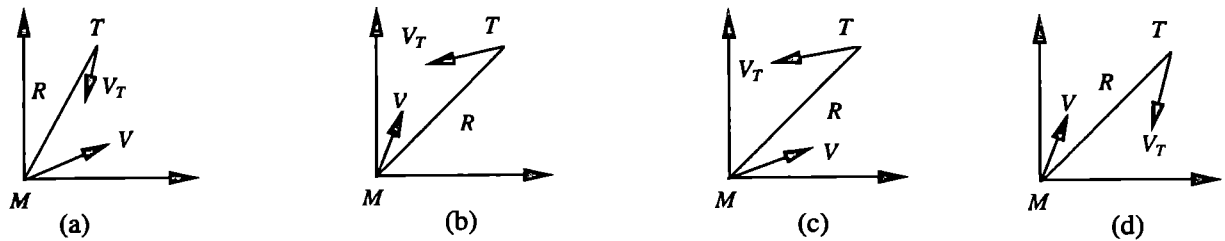


图1 迎面拦截初始情况

造成以上结果的原因在于,经典比例导引律仅仅是被动地随目标机动而采取针对策略,即目标机动引起视线转动,导弹为了抑制视线转动而采取相应机动,由其误差信号表达式可知,经典比例导引仅仅利用了目标当前速度信息,而对于拦截战术弹道导弹弹头来说,目标有很大一部分加速度特性是可以预测的。

从以上分析可初步得出,改进比例导引律的思路是:①从误差信息来看,需要引入目标机动信息;②从弹道特性来看,应该使过载分布更为平滑。

1.1 比例导引影响因素分析

由于防空拦截导弹一般可近似为在纵向平面内作战,因此着重研究纵向平面内导引律。对纵向平面内导弹与目标相对运动方程两边对时间求导,有

$$R \ddot{q} + 2\dot{R}\dot{q} = V \sin(q - \theta) - V_T \sin(q - \theta_T) - V \vartheta \cos(q - \theta) + V_T \theta_T \cos(q - \theta_T) \quad (1)$$

由弹道坐标系下法向过载公式,有

$$\theta = (gn_{y2} - g \cos \theta) / V \quad (2)$$

将式(2)代入式(1),则有

$$\ddot{q} + \frac{2R\dot{q}}{R} = \frac{1}{R} [\dot{V} \sin(q - \theta) - V_T \sin(q - \theta_T) + V_T \theta_T \cos(q - \theta_T) + g \cos \theta \cos(q - \theta) - gn_{y2} \cos(q - \theta)] \quad (3)$$

式(3)可以看作关于 q 的一阶线性微分方程,具有 $\dot{y} + Py = Q$ 的形式,由 Q 表达式可知,影响视线角转动角速度的因素有导弹、目标的纵向加速度,目标法向机动能力,导弹法向过载及导弹重力加速度,而 Py 项则可以认为是由于制导开始时刻导弹初始航向偏差 $\Delta\theta$ 引起的视线转动角速度。经典的比例导引律为 $n_y = K|\dot{R}|\dot{q}$ 形式,由于线性微分方程组满足迭加原理,在假设微分方程系数近似为常数的条件下,分别研究各项因素对于视线角速度的影响情况,可以得出以下结论:

1) 对于采用比例导引的导弹,其纵向加速度 V 、目标纵向加速度 V_T 、目标机动过载 n_T ($n_T = V_T \theta_T / g$)以及导弹重力,都会引起视线转动并要求导弹付出过载,而且 q 随时间 t 的增加而增加,到命中点时达到最大值,其最大值随有效导航比 N 的增大而减小。并与导弹和目标的速度方向与视线之间的夹角大小有关。

2) 由初始速度方向偏差引起的视线转率和弹道需用过载随时间 t 的增加而减小,到命中点时衰减为0,在起控时达到最大值,因此初始偏差对弹道性能影响主要在起控点附近,随着时间增加,其影响越来越小。

1.2 比例导引的改进与仿真

上一节定性分析了比例导引弹道中引起视线转动的各种因素的影响。在实际飞行弹道中,这几种因素往往是部分或全部存在,而且微分方程系数也不是常数,视线转率的变化规律相应地更为复杂。将导弹和目标的纵向加速度、目标机动、导弹重力影响及初始航向偏差作为影响视线角加速度 \ddot{q} 的干扰因素,采用比例导引时,这几项都要求导弹付出过载,由于仅仅初始航向偏差引起的过载需求随时间衰减,其余几项引起的过载需求随时间增大,因此为了改善导引性能,必须在经典比例导引律基础上引入上述干扰的修正项。

1.2.1 导弹速度变化和重力影响修正

设 $V_t = \theta_t = 0$, 修正项为 p , 则

$$n_{y2} = K|\dot{R}| \dot{q} + p \quad (4) \quad \theta = g(K|\dot{R}| \dot{q} + p - \cos \theta)/V \quad (5)$$

代入式(1)并令 $N = Kg \cos(\theta - q)$, 整理得:

$$\ddot{q} + R(N-2)q/R = [V \sin(q - \theta) + g \cos(q - \theta) \cos \theta - g \cos(q - \theta)p]/R \quad (6)$$

设方程系数为常值, 解线性微分方程, 并对结果进行泰勒展开可得:

$$q = q_0(1 - t/T)^{N-2} + [V \sin(q - \theta) - g \cos(q - \theta)p + g \cos \theta \cos(q - \theta)][1 - (1 - t/T)^{N-2}]/(N-2)|R| \quad (7)$$

则:

$$n_{y2} = K|\dot{R}| \dot{q}_0(1 - \frac{t}{T})^{N-2} + \frac{K}{(N-2)}[V \sin(q - \theta) - g \cos(q - \theta)p + g \cos \theta \cos(q - \theta)][1 - (1 - \frac{t}{T})^{N-2}] + p \quad (8)$$

当 $t = T$ 时, 要求 $n_{y2} = 2$, 须满足:

$$K[V \sin(q - \theta) - g \cos(q - \theta)p + g \cos \theta \cos(q - \theta)]/(N-2) + p = 0 \quad (9)$$

解得:

$$p = [KV \sin(q - \theta) + Kg \cos \theta \cos(q - \theta)]/2 \quad (10)$$

1.2.2 目标加速度修正

由式(1)可知, 目标轴向速度特性和目标法向速度特性都将影响到视线角加速度, 进而影响到视线角速率, 因此为了消除目标速度特性对视线角影响, 引入修正项 p_2 , 满足:

$$gp_2 \cos(q - \theta) = -V_r \sin(q - \theta_r) + V_r \theta_r \cos(q - \theta_r) \quad (11)$$

$$p_2 = -V_r \sin(q - \theta_r)/g \cos(q - \theta) + V_r \theta_r \cos(q - \theta)/g \cos(q - \theta) \quad (12)$$

战术弹道导弹运动方程为 $V_r \approx \rho_r V_r^2/2\beta$; $\theta_r \approx g_r \cos \theta_r/V_r$ 。可得:

$$p_2 = -\rho_r V_r^2 \sin(q - \theta_r)/2\beta g \cos(q - \theta) + g_r \cos \theta_r/g \quad (13)$$

由于修正项中含较多的目标参数, 难以测量或估计, 为了简化导引计算量, 将上式简化为 $p_2 = k_1 \cos \theta_r$, k_1 的取值根据对典型目标的弹道仿真经验确定或由对导引律进行参数优化确定。

2 导引系数的确定

经典比例导引律中, 一般将导引系数取为常数, 大小在 3~6 的范围内。若导引系数较大, 会引起整个大回路抑制噪声的能力下降; 反之, 则对付机动目标的脱靶量较大。因此导引系数的选择, 是一个矛盾的问题。

前面分析指出, 对付纵向平面内高速下降, 弹道倾角逐渐增大的战术导弹弹头, 比例导引前半段付出的过载对最终脱靶量影响较小, 而且若末制导开始段导引指令过大, 不利于中末制导交班的平稳过渡, 因此设计末制导导引系数时在初始阶段较小, 在命中点附近接近于经典比例导引律系数。

参考现代导引律方法, 在导引系数中引入剩余飞行时间 t_{g0} , 设计的导引系数形式为

$$K = b/(a + ct_{g0}) \quad (14)$$

系数 a 、 b 、 c 的取值, 决定了导引系数在整个末制导段的分布情况, 其中系数 c 的引入是为了降低导引系数对剩余飞行时间的敏感性, c 取越小, 导引系数变化范围越小, $c=0$ 时, 退化为常系数。系数 a 、 b 、 c 的取值可以由经验或参数优化决定。下面根据拦截运动的特点来确定参数取值。

由前面几小节的结果, 得到适合于拦截弹道导弹弹头的修正比例导引律:

$$n_{y2} = b|\dot{R}| \dot{q}/(a + ct_{g0}) + KV \sin(q - \theta)/2 + Kg \cos \theta \cos(q - \theta)/2 + k_1 \cos \theta_r \quad (15)$$

改写为以下形式:

$$n_{y2} = k_1 |\dot{R}| \dot{q}/(k_2 + k_3 t_{g0}) + k_4 [V \sin(q - \theta) + g \cos \theta \cos(q - \theta)]/2 + k_5 \cos \theta_r \quad (16)$$

式(16)中具有 5 个可调参数, 参数取值合适才能使制导过程中付出的控制能量和终端脱靶量小, 因此下面选取几条典型弹道, 采用优化方法来寻求参数的最佳值。

考虑到拦截问题对终端脱靶量和导引过程中的过载要求, 因此性能指标取以下的二次型形式, 即:

$$J = PR_f^2 + \int_0^f Qn_{y2}^2 dt \quad (17)$$

式中: R_f 为终端脱靶量; P 、 Q 为权系数,本文取 $p = 100$ 、 $Q = 20$ 。

约束条件为导引过程中需用过载小于可用过载,设最大可用过载为 n_{y2max} ,则约束方程为

$$|n_{y2}| < n_{y2max} \quad (18)$$

由于本问题难于求得目标函数的梯度,应选取仅使用函数值的优化方法,这类方法中单纯形加速法易于实现,因此选用这种方法。选取几组典型拦截初始条件,取优化结果的平均值,最后结果为 $k_1 = 1.45$ 、 $k_2 = 1.5$ 、 $k_3 = 0.3$ 、 $k_4 = 0.1$ 、 $k_5 = 3.0$ 。

3 仿真与分析

仿真初始条件为目标弹道倾角 200° ,弹道偏角 0° ,初始速度 2000 m/s;拦截导弹弹道倾角 40° ,弹道偏角 0° ,初始速度 1600 m/s,初始高度 10 km;相对关系为距离 16 km, $q_e = 35^\circ$, $q_\beta = 1^\circ$ 。横向平面导引律取 $n_{z2} = b|\dot{R}| \dot{q}_\beta / (a + ct_{g0})$ 。对两条弹道的仿真进行计算,两者的初始条件相同,区别在于弹道二中目标具有结构不对称,采用“滚筒式”机动,而弹道一中目标不机动。对这两种情况,都分别与经典比例导引律作了仿真对比。图2~图3对应于弹道一的情况,图4~图5对应于弹道二的情况。

由仿真结果可以看出,本文提出的修正比例导引律能够有效对付高速再入的弹道导弹弹头,性能较之经典比例导引律有较大提高,而导引算法比较简单,具有工程应用价值。

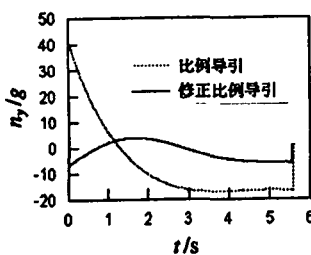


图2 弹道一纵向过载

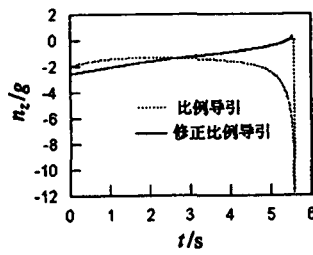


图3 弹道二侧向过载

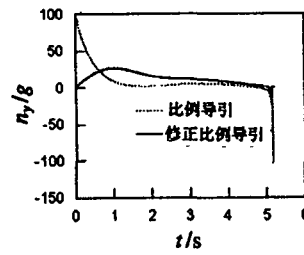


图4 弹道三纵向过载

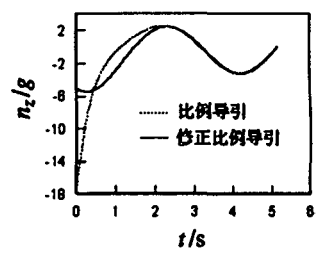


图5 弹道四侧向过载

参考文献:

- [1] Garver V. Optimum Intercept Law for Accelerating Targets[J]. AIAA Journal, 1968, 6(11): 2196-2198.
- [2] 曾颖超. 战术导弹弹道与姿态动力学[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1991.

(编辑:姚树峰)

An Amendable Proportional Navigation Law for Intercepting Warhead

CHENG Feng-zhou, CHEN Shi-lu

(College of Astronautics, Northwestern Polytechnic University, Xi'an, Shaanxi 710072, China)

Abstract: In this paper, first the new issues faced with in designing the guidance law and the shortcomings existing in the proportional navigation are analyzed, and then, to improve the performance of the PN, the information of the target maneuver acceleration of the interceptor is introduced to amending the classical proportional navigation law, and the parameters of the amended guidance law are optimized. Simulation results show that the new guidance law provides significant performance improvements over the commonly used classical proportional navigation law, and the overload distribution over the trajectory is reasonable.

Key words: tactical ballistic missile; proportional navigation law; intercepting warhead