

# 对付大机动目标的广义比例导引律研究

李小兵, 刘兴堂

(空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800)

**摘要:**在对各类比例导引律进行分析与比较的基础上,结合制导导弹拦截大机动目标的特点和需要,详细讨论了一种广义PID型比例导引律。利用所建立的数学模型进行了典型情况下的数字仿真,由给出的仿真结果及得出的重要结论验证了该方法的有效性。

**关键词:**大机动目标;广义PID型比例导引律;制导导弹;数字仿真

**中图分类号:**V321.1 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2001)03-01-04

比例导引(PN)是应用于战术导弹(包括防空导弹)的一种有效的寻的制导规律。按照指令加速度的不同参考作用方向,比例导引律主要分为三类:一类是以追踪器速度矢量为参考基准:如纯比例导引(PPN);另一类是以追踪器与目标之间的视线为参考基准:如真比例导引(TPN)、广义比例导引(GPN);第三类是以追踪器与目标之间的相对速度为参考基准:如理想比例导引(IPN)等。经过几十年的发展,比例导引律无论是形式上或是内涵上都发生了深刻的变化和创新。扩展PID型比例导引律(PID-PN)就是其中之一。

## 1 比例导引律的发展

传统比例导引律有两种,即纯比例导引<sup>[1]</sup>和真比例导引<sup>[2]</sup>。前者其指令加速度 $a_c$ 作用在垂直于追踪器的速度方向,后者则作用于视线方向,两者的 $a_c$ 幅值均正比于追踪器(如导弹)和目标(如飞机)之间的视线旋转角速率。这类导引律在假定追踪器和目标速度为常值目标不机动的前提下可获得最优制导效果。

随后发展的修正型真比例导引律中, $a_c$ 虽然仍作用于垂直于目标视线的方向上,但幅度则与视线旋转角速率和追踪器与目标之间的相对速度之乘积成正比,即考虑到了追踪器与目标速度变化对制导精度的影响。因此,对于相对速度变化时的制导精度有所改善,但仍未能很好满足对付大机动目标的要求,使得这种导引律在对付大机动目标时的导引精度较差。

广义比例导引<sup>[3,4]</sup>中, $a_c$ 作用在相对于视线方向有一固定偏置角的垂直方向上。这种导引律实际上是增加了目标机动加速度 $a_t$ 影响的指令加速度修正项,因此使追踪器的制导精度有了进一步提高。

理想比例导引以相对速度矢量为参考基准,即指令加速度作用在垂直于相对速度矢量的方向上,它可最大限度地消除视线角速度变化的影响,因此,这种导引律在对付大机动目标时总是与相对速度垂直,力图阻止相对速度向视线方向转动的情况下起着一定程度的补偿作用,有望获得更好的控制精度。可以证明,其截获极值为 $N > 1$ 。换言之,即在对付大机动目标时仍能成功拦截,而不管初始条件和目标机动情况如何。

扩展PID型比例导引律是在扩展比例导引律的基础上发展起来的一种最优导引规律。事实上,如果在扩展比例导引律的基础上补充追踪器相对于视线垂直方向的加速度影响,即视线加速度的微分项修正,必将会使制导精度进一步提高。又考虑到追踪器横向过载的限制,再附加上视线旋转角速度的积分项修正,将会使制导弹道较为平直,降低追踪器的横向机动过载要求,从而形成了扩展PID型比例导引律。

## 2 寻的制导导弹的拦截数学模型

收稿日期:2000-09-12

基金项目:国防科研基金资助项目(99J4.2.3.JB2203)

作者简介:李小兵(1966-),男,陕西三原人,讲师,硕士,主要从事飞行器制导、控制与导航研究。

## 2.1 寻的制导控制系统组成

寻的导弹制导控制系统一般由寻的导引头伺服回路、导引律形成装置、自动驾驶仪控制回路、弹体动力学及运动学环节、目标运动模型和导弹—目标相对运动环节等部分而构成闭环控制系统。

## 2.2 拦截问题数学模型

研究控制规律,必须首先建立拦截问题的数学模型。为方便起见,以平面拦截为例,即追踪器(如导弹)和目标(如飞机)限制在同一平面(如铅垂面内)。这时,导弹与目标的几何关系如图1所示。

图中: $\theta$ —导弹倾角; $q$ —视线角; $R$ —弹目相对距离; $V_m$ —导弹速度; $V_t$ —目标速度; $a_t$ —目标机动加速度; $\theta_t$ —目标航迹倾斜角; $\theta_a$ —目标机动倾斜角;“ $M$ ”—导弹坐标点( $X_m, Y_m$ );“ $T$ ”—目标坐标点( $X_t, Y_t$ )。

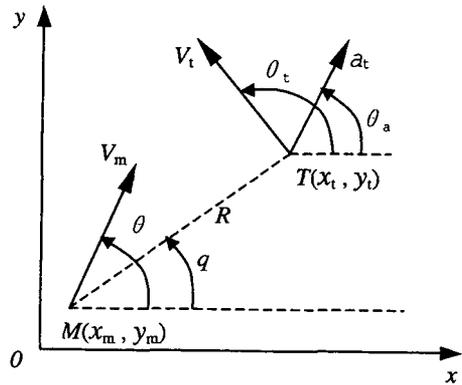


图1 导弹与目标在拦截面内的几何关系

### 2.2.1 导弹动力学及运动学数学模型

$$\nu + a_1 \nu + a_2 \alpha + a_3 \delta = 0 \quad (1)$$

$$\theta = a_4 \alpha + a_5 \delta - 57.3 g \cos \theta / V_m \quad (2)$$

$$V_{zm} = (P \cos \alpha - D) - 0.707 g \sin \theta \quad (3)$$

$$n = V_m \theta / (57.3 g) \quad (4)$$

$$\alpha = \nu - \theta \quad (5)$$

式中,除与上述相同符号外, $\nu$ —俯仰角; $\delta$ —舵偏角; $\alpha$ —迎角; $P$ —发动机推力; $D$ —阻力; $Y$ —升力; $m$ —导弹质量; $g$ —重力加速度; $a_1, \dots, a_5$ —气动系数(均为与导弹速度、转动惯量、质量和大气密度等参数有关的多元函数)。

### 2.2.2 目标运动模型

按照目标以最大机动加速度作最优逃逸飞行来进行目标运动模型的设计。这里可设目标在二维平面内作最优逃逸机动或铅垂面内作“S”形圆弧机动或破裂“S”形机动,而建立以下几种目标模型:

#### 1) 目标无机动

$$a_t = 0, V_t = 0, V_t = \text{常数}, \theta_t = 0, \theta_t = \text{常数};$$

#### 2) 目标作“S”形圆弧机动

$$a_t = a_{t0} \text{sign}(1, \sin \omega t), V_t = 0, V_t = \text{常数}, \theta_t = 57.3 a_t / V_t, \theta_t = \int_{t_0}^t \dot{\theta}_t dt;$$

#### 3) 目标作破裂“S”形圆弧机动

$$a_t = a_{t0}, V_t = 0, V_t = \text{常数}, \theta_t = 57.3 a_t / V_t, \theta_t = \int_{t_0}^t \dot{\theta}_t dt;$$

#### 4) 目标机动轨迹方程

$$X_t = V_t \cos \theta_t, Y_t = V_t \sin \theta_t;$$

#### 5) 目标机动过载设置

1 km 高度时,  $a_{t0} = \pm 9 g$ ; 10 km 高度时,  $a_{t0} = \pm 7 g$ ; 18 km 高度时,  $a_{t0} = \pm 3 g$ , 同时, 设目标开始机动时刻随机。

### 2.2.3 相对运动方程

$$R = \sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Y_t - Y_m)^2} \quad (6)$$

$$q = \arctan[(Y_t - Y_m) / (X_t - X_m)] \quad (7)$$

$$R = V_t \cos(q - \theta_t) - V_m \cos(q - \theta) \quad (8)$$

$$q = [-V_t \sin(q - \theta_t) - V_m \sin(q - \theta)] / R \quad (9)$$

式中,  $V_c = R$ —弹目相对速度; $q$ —视线旋转角速度。

### 3 扩展 PID 型比例导引律形成

为了减小导弹需用过载,提高制导精度,必须限制视线旋转角速度 $q$ ,并使其为最小。PID 型比例导引律实质上属于一种准平行接近法,它可根据广义视线旋转角误差  $\Delta q$  在整个飞行中取最小值而导出。

#### 3.1 广义视线角误差的形式

假定视线角加速度为常值,则从任意  $t$  时刻开始到遭遇点,可近似估计视线方向:

$$q_t = q + qt_{g0} + \frac{1}{2} \ddot{q}t_{g0}^2 \quad (10)$$

这样,从  $t_0$  到  $t_f$  产生的总视线旋转角增量为

$$\Delta q = q_f - q_0 \quad (11)$$

将上述  $q_f$  代入有:

$$\Delta q = q_f - q_0 = (q - q_0) + t_{g0}(q + \frac{1}{2} \ddot{q}t_{g0}) \quad (12)$$

上述角误差可分为两部分,即

$$\begin{cases} \Delta q_1 = q - q_0 \\ \Delta q_2 = t_{g0}(q + \frac{1}{2} \ddot{q}t_{g0}) \end{cases} \quad (13)$$

则

$$\Delta q = \Delta q_1 + \Delta q_2 \quad (14)$$

显然,  $\Delta q_1$  是由  $t_0$  到  $t_f$  的视线位置误差造成的,而  $\Delta q_2$  则是由  $t_0$  到  $t_f$  的视线旋转引起的。

#### 3.2 控制器设计

控制器的作用在于消除  $\Delta q$ ,以满足制导精度的要求。其控制原理如图 2 所示。

如采用线性控制器,即  $n_c = K\Delta q$ 。由于  $\Delta q$  由两部分组成,故取

$$n_c = K_1\Delta q_1 + K_2\Delta q_2 \quad (15)$$

分析可知,控制器应以消除预测误差角  $\Delta q_2$  为主,故  $\Delta q_1$  的权值要小于  $\Delta q_2$  的权值。若取  $\Delta q_2$  权值为 1,而  $\Delta q_1$  的权函数应满足:

$$\begin{cases} 0 < \rho(t) < 1, t \in [t_0, t_f] \\ \rho(t_1) > \rho(t_2) \quad t_1 < t_2 \end{cases} \quad (16)$$

式中,  $\rho(t)$  为严格减函数,且  $\rho(t_f) = 0$ 。

根据上述要求,取

$$\rho(t) = \frac{1}{t_{g0}} \int_{t_0}^{t_f} \frac{t_{g0}}{t_f} dt = \frac{t_{g0}}{2t_f} \quad (17)$$

显然,这样的  $\rho(t)$  完全满足上述条件,这时

$$\begin{aligned} n_c &= K_1 t_{g0} \Delta q_1 / 2t_f + K_2 \Delta q_2 = K_1 t_{g0} (q - q_0) / 2t_f + K_2 t_{g0} (q + \frac{1}{2} \ddot{q}t_{g0}) = \\ & t_{g0} [K_2 (q + \frac{1}{2} \ddot{q}) + K_1 (q - q_0) / 2t_f] \end{aligned} \quad (18)$$

又由比例导引关系  $n_c = K\Delta q$ , 并取  $K_1 = K_2 = KV_c / t_{g0}$ , 则可获得如下的 PID 型比例导引关系:

$$n_c = KV_c [q + \frac{1}{2} t_{g0} \ddot{q} + \frac{1}{2} (q - q_0) / t_f] \quad (19)$$

其中,  $K$ —有效导航比,  $t_f$ —预测遭遇点的终端时间。

#### 3.3 推广形式

据上述可给出一种推广形式的 PID 型比例导引律:

$$n_c = KV_c \{ q + \frac{1}{2} K_1 [ t_{g0} \ddot{q} + \frac{1}{2} (q - q_0) / t_f ] \} \quad (20)$$

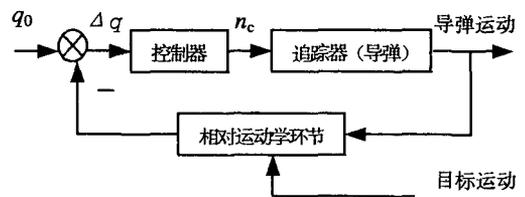


图2 控制器工作原理框图

其中,  $3 \leq K \leq 6, 0.15 \leq K_1 \leq 1$ 。

由上式可见,这种扩展 PID 型比例导引律通过引入  $q$  项来改善对机动目标影响时的制导精度。但  $q$  的引入相当引入了一阶比例微分校正,而微分的作用会使系统对噪声(如角闪烁噪声、起伏噪声、接收机噪声等)的抑制能力降低。实际应用中需采用卡尔曼滤波器来估计出  $q$  值。此外,还要引入一个与  $q$  成比例的积分修正项。由于  $q$  信号是一种追踪值信号,对大的初始偏差有较好的修正能力,又有助于对噪声的抑制。

### 3.4 剩余飞行时间的估计

为实现上述导引律,需要预测  $t_{g0}$ 。最简单的计算方法是用相对距离  $R$  除以相对速度  $V_c = -\dot{R}$ 。但这仅对于追踪器和目标速度在遭遇轨线上保持常速不旋转的情况是准确的。而对于高机动目标则需要修正,如通过对  $t_{g0}$  的改进计算就是其中的一种可行途径,可选:

$$t_{g0} = - (R/\dot{R})(\dot{R}/V_R)^2, V_R^2 = \dot{R}^2 + R \dot{q}^2 \quad (21)$$

## 4 仿真试验及结论

以某型空空自寻的导弹制导系统为例,在 1 km、10 km、18 km 高度( $h$ )的水平面上,取目标初始速度方向为  $0^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $60^\circ$ 、 $90^\circ$ 、 $120^\circ$ 、 $150^\circ$ 、 $180^\circ$ ,并满足目标在 1 km 和 10 km 平面进行破裂“S”形机动、在 18 km 平面进行“S”形机动的情况,采用该导引律进行拦截。通过仿真计算,并与一般比例导引律进行比较,得到一组均方根脱靶量(RMS. MD)如表 1 所示。

表 1 不同导引律时均方根脱靶量仿真结果

$h/\text{km}$	$a_{1i}/(\text{m/s}^2)$	PN/m	PID-PN/m
1	+9	19.73	6.439
	-9	79.88	30.00
10	+7	24.64	2.900
	-7	15.61	4.600
18	+3	27.53	3.485

由表 1 可见,PID—PN 导引律的脱靶量小得多,相比于 PN 导引律的脱靶量达 3~5 倍。同时另计算可知导弹在 PID—PN 导引律时的机动过载也较小,其仿真的弹道航迹也较为平直。

综述以上几个方面分析及仿真结论,可得出,对于大机动飞行目标采用 PID—PN 导引律,无论从其拦截的脱靶量、导引误差或制导精度等指标衡量,还是基于其实现的可行性来看,都不失为一种较为优越的制导方法。因此,对于本方法的研究及应用也是一个重要的方向。

### 参考文献:

- [1] Yang C D, Yang C C. Optimal Pure Proportional Navigation for Maneuvering Targets[J]. IEEE Transactions on AES, 1997, 33(3): 949-957.
- [2] Ghose D. True Proportional Navigation with Maneuvering Targets[J]. IEEE Transactions on AES, 1994, 30(1): 229-237.
- [3] Yuan P J, Shu S S. Solutions of Generalized Proportional Navigation with Maneuvering and Maneuvering Targets[J]. IEEE Transactions on AES, 1995, 31(1): 469-474.
- [4] Vathsala S, Rao M N. Analysis of Generalized Guidance Laws for Homing Missiles[J]. IEEE Transactions on AES, 1995, 31(2): 514-521.

## Study on Generalized Proportional Navigation for Coping with Intercepting High Maneuvering Targets

LI Xiao-bing, LIU Xing-tang

(The Missile Institute of the Air Force Engineering University, Sanyuan 713800, China)

**Abstract:** On the basis of analyzing and comparing with several proportional navigations, connected with speciality and demand of guided missile intercepting high maneuvering targets, this paper discusses a generalized PID proportional navigation in detail. Using digital simulation made with mathematical mode under typical conditions, the important conclusion is given to show the availability of the method according to the simulate results.

**Key words:** high maneuvering targets; generalized PID proportional navigation; guided missile; digital simulation