

反坦克导弹的一种自校正制导控制方法

刘民 康景利

(北京理工大学飞行器工程系, 北京, 100081)

A SELF-TUNING GUIDED CONTROL METHOD OF ANTI-TANK MISSILE

Liu Min, Kang Jingli

(Dept. of Flying Vehicle Engineering of Beijing Institute of Technology, Beijing, 100081)

摘要 利用规范化模型和加权自校正控制方法,对反坦克导弹提出了一种自校正控制器。并在广义最小方差自校正控制律中引入了能自动调整的加权因子,以兼顾系统的稳定性和动态性能指标及适应反坦克导弹快速时变对象的控制要求。数字仿真结果表明,这种控制器对反坦克导弹有很好的控制效果,而且控制器算法简单,对过程的非线性、阶次失配和未建模扰动均有较强的鲁棒性。

关键词 导弹制导,正规化,自动控制,加权函数

中图分类号 V448.131, TJ761.12, TN461

Abstract For anti-tank missile, this paper presents a self-tuning controller by means of normalized model and weighting self-tuning control method. An auto-regulation weighting factor is introduced into the generalized minimum variance self-tuning control law in order to take account of both the stability and the dynamic index of the system and fit in with the needs of the control for the fast time-varying plant like anti-tank missile. The digital simulation shows that the controller is satisfactory for anti-tank missile. The controller has simple algorithm and stronger robustness for nonlinear, mismatched order and unmodeled disturbance of the process.

Key words missile guidance (motion), normalizing (stationation), automatic control, weighting functions.

反坦克导弹的弹体特性是快速时变和非线性的,而且导弹的周围环境也随战场情况而千变万化,对这样的快时变对象采用自适应控制遇到了许多实际困难。为此,提出了一种规范化模型方法,把快时变系统的控制问题转化为慢时变系统的控制问题,在此基础上对反坦克导弹提出了一种新的自校正控制方法,并采用加权自校正控制方法,解决了在不增加测距装置条件下导弹的盲区控制问题。

1 反坦克导弹自校正制导系统结构

在倾斜稳定的条件下,反坦克导弹制导系统复杂的状态方程模型可解耦为倾斜通道、俯仰通道、偏航通道的状态方程模型^[1],其中每个通道的状态变量都与其它通道的变量无关。因此,可将三个通道的状态方程模型都简化为单输入、单输出(SISO)模型。整个制导系统采用分散式控制结构,每个通道分别用一个自校正控制器进行控制。

为了简化量测装置,提出的自校正制导律只需测量倾斜角和弹目视线角速度,通过实时

1992年7月22日收到,1993年3月24日收到修改稿

量测倾斜角 $\gamma(t)$ ，控制导弹倾斜角 $\gamma(t) \rightarrow 0$ ，以保持弹体倾斜稳定，通过量测弹目视线角速度 $\dot{q}(t)$ ，控制弹目视线角速度 $\dot{q}(t) \rightarrow 0$ ，使弹目视线角保持不变，间接使终端脱靶量为零。由于 $\dot{q}(t)$ 可分解为俯仰视线角速度 $\dot{q}_z(t)$ 和偏航视线角速度 $\dot{q}_y(t)$ ，故导弹三个通道自校正控制器的实际控制量分别是 γ 、 \dot{q}_z 、 \dot{q}_y ，导弹自校正制导系统结构图如图 1 所示。其中， u_p 、 u^z 、 u^y 分别为倾斜、俯仰和偏航通道的实际输入量。

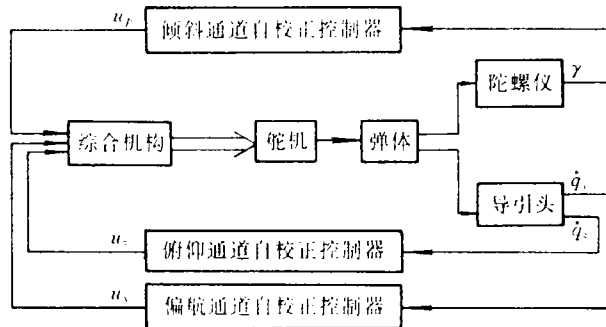


图 1 导弹自校正制导系统结构图

对于反坦克导弹这样的快时变对象，为了提高制导精度，对导弹三个通道快时变模型分别设计了如图 2 所示的反坦克导弹单通道等效慢时变控制系统结构。

图 2 虚线框内的是单通道的规范化模型，它由快时变被控对象、惯性反馈环节、非线性饱和环节所组成， u_0 、 y 分别是单通道规范化模型的输入和输出信号， u 是单通道快时变模型的实际输入量。其中，每一通道自校正控制器对该通道规范化模型进行参数辨识和控制。

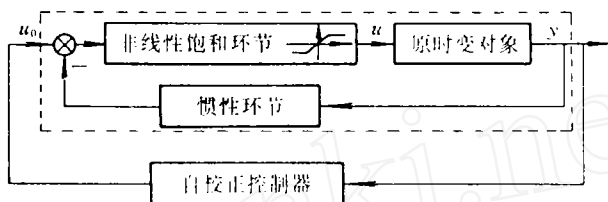


图 2 反坦克导弹单通道等效慢时变控制系统结构

本系统结构有如下特点：

(1) 由于惯性环节对有突变形式的输入，其输出不能立即重现，所以，通过引入惯性环节反馈，使规范化模型的各项参数对实际对象各参数变化不敏感，可把一个快时变系统的控制问题转化为慢时变系统控制问题。

(2) 由于全系数自适应方法^[2]在过渡过程的初始段使用较易，在反馈控制中能同时辨识所有参数而有利于提高辨识和控制的精度，故用全系数参数辨识方法来进行参数辨识。该方法的核心是离散模型参数的规范关系，即在一定条件下，能使或近似使离散时间模型参数的代数和等于零。当被控对象方程用如下差分方程

$$y(k) = \alpha_1 y(k-1) + \dots + \alpha_n y(k-n) + \beta_0 u(k-1) + \dots + \beta_{n-1} u(k-n)$$

描述时有 $1 - \sum_{i=1}^n \alpha_i - \sum_{j=0}^{n-1} \beta_j = 0$ ，实现这种规范化关系的条件是对象的静态增益等于 1，由于导弹三个通道的参数都是时变的，所以其静态增益 $G(0)$ 也是时变的。设 $G(0) \in [G_{\min}, G_{\max}]$ ，可通过在原时变对象前串联一个比例环节，比例系数为 $k_p = 1/\overline{G(0)}$ ，其中 $\overline{G(0)} = \frac{1}{2}(G_{\min} + G_{\max})$ ，使新系统静态增益中位值等于 1。

设惯性环节离散模型的脉冲传递函数为 $G_2(z^{-1}) = \frac{d_0 z^{-1}}{1 + c_0 z^{-1}}$ ，则整个规范化模型的放大倍数 D_z 的稳态值为

$$D_z = \lim_{z \rightarrow 1} [y(z^{-1})/u_0(z^{-1})] = \lim_{z \rightarrow 1} \frac{G(z^{-1})/\overline{G(0)}}{1 + G_2(z^{-1})G(z^{-1})/\overline{G(0)}} \\ = \lim_{z \rightarrow 1} \frac{G(z^{-1})/\overline{G(0)}}{1 + \frac{d_0 z^{-1}}{1 + c_0 z^{-1}} G(z^{-1})/\overline{G(0)}} \quad (1)$$

其中 $G(z^{-1})$ 为原时变对象的脉冲传递函数。

根据对反坦克导弹控制的要求,在稳态时,对象的实际控制量和输出测量量都比较平稳,故 $G(0)$ 的摄动范围有限,即有

$$\lim_{z \rightarrow 1} G(z^{-1})/\overline{G(0)} \approx G(0)/\overline{G(0)} \approx 1 \quad (2)$$

故

$$D_z \approx (1 + c_0)/(1 + c_0 + d_0) \quad (3)$$

只要适当选择 c_0, d_0 , 使 $c_0, d_0 \ll 1$, 就有

$$D_z \approx 1 \quad (4)$$

由上式可知,整个规范化模型近似满足离散时间模型参数规范化条件,故可直接应用全系数参数辨识方法辨识规范化模型的参数。

考虑到在导弹起控和盲区阶段,由于参数辨识不准确可能使控制量过大,故图2采用非线性饱和环节来代替比例环节,以改善系统性能和满足系统实际要求,其中,非线性饱和环节线性段放大倍数即为 k_p 。

由于导弹进入盲区后导引头输出信号将发生紊乱,如果继续采用这种信号制导,势必引起导弹的舵偏角随机变化,从而影响整个弹体的稳定性和制导精度。为了满足导弹盲区阶段的控制要求,对由自校正方法得到的控制信号进行加权,加权系数取

$$\lambda(k) = \frac{1}{1 + k_a \varepsilon^2(k) + k_b \sum_{i,j=0}^{n_0} [y(k-i) - y(k-j)]^2} \quad (5)$$

其中,上式分母中求和项的大小可反映出输出测量量的振荡程度 ($1 < n_0 < 5$)。

加在导弹各通道上的实际控制信号为

$$u(k) = k_p [\lambda(k) u_0(k) - \frac{d_0 z^{-1}}{1 + c_0 z^{-1}} y(k)] \quad (6)$$

由于验后偏差 $\varepsilon(k)$ 能够反映出参数辨识的误差,当导弹进入盲区后,参数辨识很不准确, $\varepsilon(k)$ 比较大,而且输出测量量发生严重振荡,使 $\lambda(k) \approx 0$, 自校正控制信号基本上不起作用,而是靠比例环节和惯性反馈环节的调节作用控制导弹。由于该环节本质上是一个滞后网络,故有利于提高系统的稳态精度。当导弹未进入盲区时,参数辨识的误差小,即 $\varepsilon(k)$ 小,输出测量量振荡也很小,使 $\lambda(k) \approx 1$, 主要由自校正控制器对规范化模型进行参数辨识和控制。

本文通过加权的方式,综合了古典的反馈控制律不用模型辨识和自校正控制方法能根据动态特性变化自动调整控制器参数这两个优点。此外,惯性反馈环节在导弹飞行的不同阶段起到了不同的作用,惯性反馈环节在导弹进入盲区后主要承担对导弹的校正控制作用。

2 参数辨识算法和控制律

由于导弹三个通道的数学模型均为高阶、时变和非线性的,故其对应的规范化模型也是

高阶、时变和非线性的。为了简化控制器设计，在参数辨识和自适应控制中，对规范化模型采用低阶等效的 SISO 线性时变差分方程模型，拟合倾斜、俯仰、偏航三个通道的规范化模型，通过系统辨识并求预报输出，确认低阶等效模型与实际的规范化模型有近似一致的输入输出关系。对于三个通道之间的交连、重力作用和模型低阶等效造成的建模误差均可归入到时变参数项和白噪声干扰项中去。设低阶等效后的规范化模型可由如下的差分方程表示

$$y(k) = A(z^{-1})y(k) + B(z^{-1})u_0(k - k_0) + e(k) \tag{7}$$

或

$$y(k) = \Phi^T(k)\theta + \beta_0 u_0(k - k_0) + e(k) \tag{8}$$

其中 u_0, y 分别为规范化模型的输入量和输出量， $e(k)$ 为零均值白噪声， k_0 为滞后步数。

$$A(z^{-1}) = \alpha_1 z^{-1} + \dots + \alpha_n z^{-n}$$

$$B(z^{-1}) = \beta_0 + \beta_1 z^{-1} + \dots + \beta_{n-1} z^{-n+1}$$

$$\Phi^T(k) = [y(k-1), \dots, y(k-n), u_0(k-k_0-1), \dots, u_0(k-k_0-n+1)]$$

$$\theta^T = [\alpha_1, \dots, \alpha_n, \beta_1, \dots, \beta_{n-1}]$$

为了提高辨识算法跟踪时变参数的能力，用带时变遗忘因子的全系数参数辨识算法来辨识规范化模型的参数，具体算法如下

$$e_1(k) = y(k) - \Phi^T(k)\theta(k-1) - \beta_0(k-1)u_0(k-k_0) \tag{9}$$

$$\beta_0(k) = \beta_0(k-1) - \left\{ \left[\sum_{i=1}^{2n-1} \theta_i(k-1) + \beta_0(k-1) - 1 \right] + [1 \dots 1]P(k-1)\Phi(k)e_1(k) \right\} / \left[1 + \sum_{j=1}^{2n-1} L_j(k-k_0) \right] \tag{10}$$

$$\epsilon(k) = y(k) - \Phi^T(k)\theta(k-1) - \beta_0(k)u_0(k-k_0) \tag{11}$$

$$\theta(k) = \theta(k-1) + K(k)\epsilon(k) \tag{12}$$

$$K(k) = P(k-1)\Phi(k)[\Phi^T(k)P(k-1)\Phi(k) + 1]^{-1} \tag{13}$$

$$\rho_k = 1 - [1 - \Phi^T(k)K(k)]\epsilon^2(k) / \sum_0 \tag{14}$$

当 $\rho_k \leq \rho_{\min}$ 时，置 $\rho_k = \rho_{\min}$

$$P(k) = [I - K(k)\Phi^T(k)]P(k-1) / \rho_k \tag{15}$$

其中， \sum_0 是平均的验后误差加权平方和， $\sum_0 = \sigma_0^2 / (1 - \rho_0)$ ， σ_0 和 ρ_0 分别是噪声的平均方差和平均的遗忘因子，可根据实际需要选定； $L_j(k-k_0)$ ($j=1, 2n-1$) 是在控制决策计算时已经获得的反馈系数。

自校正控制律采用广义最小方差控制律，由于要求导弹三个通道规范化模型的输出信号均趋于零，故给定序列 $\{y_r(k)\}$ 为零，即指标函数可取为

$$J = E[y^2(k+k_0) + \Lambda u_0^2(k)] \tag{16}$$

使 J 最小的控制律为

$$u_0(k) = - \frac{\Phi^T(k+k_0)\theta(k)}{\beta_0(k) + \Lambda / \beta_0(k)} \tag{17}$$

$$\Lambda / \beta_0(k) = \Lambda'$$

令
则

$$u_0(k) = - \frac{\Phi^T(k+k_0)\theta(k)}{\beta_0(k) + \Lambda'} \tag{18}$$

即：

$$u_0(k) = - [\alpha_1(k)y(k+k_0-1) + \dots + \alpha_n(k)y(k+k_0-n) + \beta_1(k)u_0(k-1) + \dots + \beta_{n-1}(k)u_0(k-n+1)] / [\beta_0(k) + \Lambda'] \quad (19)$$

对于快时变对象的反坦克导弹,在以上的广义最小方差控制律中,控制权 Λ' 很难精确选定,为了使系统的稳定性和动态性能指标能兼顾,提出一种根据系统动态特性变化和参数辨识结果自动整定加权因子 Λ' 的方法。整定 Λ' 的原则是在保证系统闭环稳定的前提下,使 Λ' 尽可能小。其具体方法为,使

$$\Lambda' = [k_4 |u(k-1)| + k_5 \sum_{i=1}^{m_0} |u(k-i)|] [1 + k_6 \epsilon^2(k)] \quad (20)$$

其中 u 是对象的实际控制量, m_0 是控制量的累加步数,可根据需要选定,一般取 $1 < m_0 < 5$ 。

3 反坦克导弹制导系统仿真结果

利用低阶等效方法,确认反坦克导弹三个通道的规范化模型均可取式(7)的形式,其中 $n=2, k_0=2$ 。根据本文提出的自校正控制方法,设计了反坦克导弹制导系统,并将导弹三个通道综合在一起进行了全空间的蒙特卡洛随机仿真。仿真结果表明该制导系统完全能满足制导精度和自适应控制的性能要求,该制导系统有如下显著特点:

(1)既能远程攻击,又能击顶,还能攻击武装直升机,命中精度高,抗干扰能力强,并且在各种攻击状态下,姿态角都能保持平稳。

(2)需用量测装置少,控制算法简单,对计算量要求不高,在每个采样周期内辨识和控制所需的计算量仅为几十次乘法和加法,采用单片机控制完全能满足要求。

(3)对过程的非线性、阶次失配和未建模扰动均有较强的鲁棒性。

导弹弹道曲线如图3所示。其中 X_M, Y_M, Z_M 为导弹在地面坐标系 $AXYZ$ 中的坐标。

俯仰通道规范化模型参数变化曲线如图4所示。

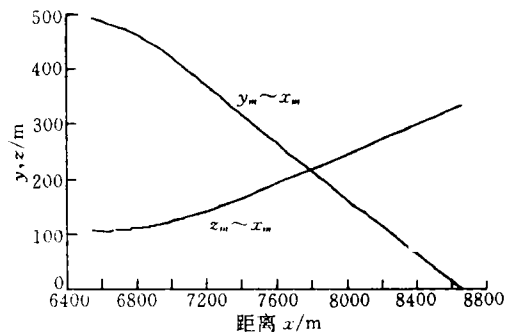


图3 导弹弹道曲线

从图3可知,导弹弹道比较平直,实现了准平行接近制导律。

另外,由图4可看出,由于本文把快时变系统的控制问题转化为慢时变系统来对待,使得规范化模型的参数变化很平稳,从而保证了制导精度。

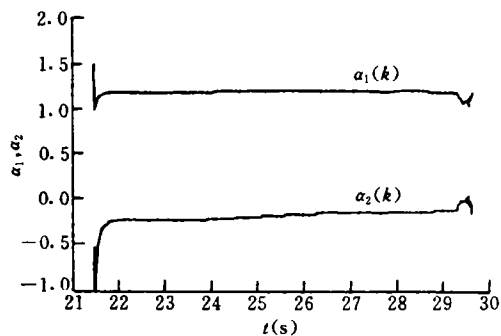


图 4 俯仰通道规范化模型参数变化曲线

参 考 文 献

- 1 刘民. 自适应控制方法在一种多变量、非线性、时变系统中的应用及其微机实现. 北京理工大学硕士论文, 1993: 16-20
- 2 吴宏鑫. 全系数自适应控制理论及其应用. 北京: 国防工业出版社, 1990: 85-90
- 3 刘民, 康景利. 导弹制导系统的一种新的自适应设计方法. 1992 年控制理论及其应用年会论文集, 江苏, 南京, 1992: 453-458
- 4 Fortescue T R, Kershenbaum L S, Ydstie B E. Implementation of self-tuning regulators with variable forgetting factors. *Automatics*, 1981; 17 (6): 831-835