

变结构自适应控制在 BTT 导弹中的应用

周 军 陈新海

(西北工业大学航天工程学院, 西安, 710072)

冯文剑 郑焕敏

(北京电子系统工程研究所, 北京, 100854)

THE APPLICATION OF VARIABLE STRUCTURE MODEL REFERENCE ADAPTIVE CONTROL FOR BANK-TO-TURN MISSILES

Zhou Jun, Chen Xinhai

(Astronautical Engineering Institute, Northwestern Polytechnical University, Xian, 710072)

Feng Wenjian, Zhen Huanmin

(Beijing Institute of Electronic System Engineering, Beijing, 100854)

摘 要 提出了 BTT 导弹自动驾驶仪的变结构自适应设计方法。该方法完全基于对象参数变化和随机扰动的上下界, 无需对系统进行参数辨识和对随机扰动进行在线估计, 增强了控制系统的适应性和鲁棒性。在考虑了各种非理想因素的情况下, 得到了令人满意的仿真结果。

关键词 变化-结构分析, 模型参考自适应控制, 转弯飞行, 自动驾驶仪

中图分类号 V249.121, TP391.75

Abstract A new variable structure model reference adaptive control method is proposed for bank-to-turn (BTT) missiles' roll channel autopilot designs. The method is completely based on the maximums and the minimums of plant's parameter variations and random disturbances, and avoids utilizing on-line parameter identification and on-line random disturbance estimation, which improves the adaptivity and robustness of control systems. With many non-ideal factors taken into account, satisfactory digital simulation results are presented.

Key words variations-structure analysis, model reference adaptive control, turning flight, automatic pilots

与侧滑转弯(STT)导弹相比, 侧斜转弯(BTT)导弹的横滚通道已不再工作在稳定状态, 需要弹体根据导引指令向特定的方向不断旋转, 以保证快速将主升力面调整到机动平面内^[1]。因此在 BTT 导弹横滚通道自动驾驶的设计中, 不仅要面临对象参数大范围急剧变化和随机扰动问题, 而且还要面临来自于俯仰-偏航组合通道的各种复杂的耦合影响^[2, 3]。

1 变结构自适应自动驾驶仪设计

考虑了俯仰-偏航通道耦合影响为 BTT 导弹横滚通道弹体方程为

$$\dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg}\theta(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) \quad (1)$$

$$\dot{\omega}_x = -c_1 \omega_x - c_3 \delta_x + \frac{J_y - J_z}{57.3 J_x} \omega_y \omega_z \quad (2)$$

1992年6月17日收到, 1993年7月10日收到修改稿

航空科学基金资助课题

其中 ω_x 、 ω_y 、 ω_z 为弹体三轴转动角速度, J_x 、 J_y 、 J_z 为三轴转动惯量, δ_x 为舵偏角, γ 为弹体横滚角。

取 $x_1 = \gamma$, $x_2 = \omega_x$, $u = \delta_x$, 并将耦合项视作扰动, 则横滚通道弹体状态方程可写为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -c_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -c_3 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

即

$$\dot{X} = AX + Bu + Df$$

$$f_1 = -(\omega_y^2 + \omega_z^2)^{1/2} \text{tg}\theta \sin(\text{arctg} \frac{\omega_r}{\omega_z} - \gamma) + f_{s1} = \hat{f}_1 + f_{s1} \quad (4)$$

$$f_2 = \frac{J_y - J_z}{57.3J_x} \omega_y \omega_z + f_{s2} = \hat{f}_2 + f_{s2} \quad (5)$$

f_{s1} 、 f_{s2} 为除耦合作用以外的其它随机扰动。

设计 BTT 导弹横滚通道的参考模型为

$$\dot{X}_m = A_m X_m + B_m u_m \quad (6)$$

即

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{m1} \\ \dot{x}_{m2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{1}{T^2} & -\frac{2\xi}{T} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{m1} \\ x_{m2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{T^2} \end{bmatrix} u_m \quad (6)$$

式中 $u_m = \gamma_c$ 为横滚角导引指令, $X_m = [\gamma_m \ \omega_{xm}]^T$, γ_m 和 ω_{xm} 分别为理想弹体响应横滚角和角速度; 时间常数 T 和阻尼系数 ξ 根据性能指标确定。

定义系统误差向量 $e = [e_1 \ e_2]^T = X_m - X$, 那么变结构自适应控制系统所依据的误差方程为

$$\dot{e} = A_m e + (A_m - A)X + B_m u_m - Df - Bu \quad (7)$$

由于自适应控制系统为设计目的是 $\lim_{t \rightarrow \infty} e = 0$, 而变结构控制系统作用的目标为保证系统存在滑动模态^[4]。于是, 定义滑动超平面

$$s = ce_1 + e_2 = [c \ 1]e = Ce \quad (8)$$

$c > 0$ 为滑动模态参数, 它保证 s 是 Hurwitz 的。那么, 在变结构控制律的作用下, s 保持为零, e_1 和 e_2 将自动收敛于零, 实现 X 对 X_m 的跟踪。这完全符合横滚通道自动驾驶仪的设计目的。又

$$\begin{aligned} \dot{s} &= C\dot{e} = C[A_m e + (A_m - A)X + B_m u_m - Df - Bu] \\ &= c_1 x_2 + q - cf_{s1} - f_{s2} + c_3 u = w + c_3 u - cf_{s1} - f_{s2} \end{aligned} \quad (9)$$

其中

$$q = ce_1 - \frac{1}{T^2} x_{m1} - \frac{2\xi}{T} x_{m2} + \frac{1}{T^2} u_m - cf_{s1} - \hat{f}_2 \quad (10)$$

$$w = c_1 x_2 + q \quad (11)$$

令

$$u = u_1 + u_2 \quad (12)$$

$$\dot{s} = \dot{s}_1 + \dot{s}_2 \quad (13)$$

式中 $\dot{s}_1 = w + c_3 u_1$, $\dot{s}_2 = c_3 u_2 - cf_{s1} - f_{s2}$ 。根据变结构控制理论, 控制律 u_1 和 u_2 的设计必须分别满足

$$s \dot{s}_1 \leq 0, \quad s \dot{s}_2 \leq 0 \quad (14)$$

的滑动模态存在条件, 保证系统滑动模态值 s 收敛至零, 系统误差 e_1 和 e_2 稳定衰减。

已知该 BTT 导弹在整个飞行过程中, 动力学系数 c_1 和 c_3 、随机扰动 f_{s1} 和 f_{s2} 为最大变化范围分别为

$$0 < c_{1\min} \leq c_1 \leq c_{1\max}, \quad 0 < c_{3\min} \leq c_3 \leq c_{3\max}, \quad f_{s1\min} \leq f_{s1} \leq f_{s1\max}, \quad f_{s2\min} \leq f_{s2} \leq f_{s2\max}$$

则在满足式(14)的前提下, 可以根据式(9)至式(13)推导出如下变结构自适应逻辑极值控制律

$$u_1 = \begin{cases} -w_{\max} / c_{3\min}, & \text{若 } s \geq 0, w_{\max} \geq 0; \\ -w_{\max} / c_{3\max}, & \text{若 } s \geq 0, w_{\max} < 0; \\ -w_{\min} / c_{3\max}, & \text{若 } s < 0, w_{\min} \geq 0; \\ -w_{\min} / c_{3\min}, & \text{若 } s < 0, w_{\min} < 0; \end{cases} \quad (15)$$

$$u_2 = \begin{cases} (cf_{s1\min} + f_{s2\min}) / c_{3\max}, & s \geq 0; \\ (cf_{s1\max} + f_{s2\max}) / c_{3\min}, & s < 0; \end{cases} \quad (16)$$

式中

$$w_{\max} = \begin{cases} c_{1\max} x_2 + q, & x_2 \geq 0, \\ c_{1\min} x_2 + q, & x_2 < 0, \end{cases} \quad w_{\min} = \begin{cases} c_{1\min} x_2 + q, & x_2 \geq 0 \\ c_{1\max} x_2 + q, & x_2 < 0 \end{cases} \quad (17)$$

与以往的自适应控制律相比, 式(12)至式(17)描述的控制律具有三方面的特点。第一, 控制律以逻辑形式和代数运算给出, 算法简单; 第二, 控制律完全基于被控对象参数变化和随机扰动的上下界, 与实时真值无关, 无需参数辨识和随机量估计; 第三, 由于变结构自适应这一特殊控制策略的采用, 耦合因素可视为扰动, 大大简化了控制系统的设计。

另外, 分析控制律知道, c 、 T 和 ξ 人为确定, X_m 由参考模型实时解出, $c_{1\min}$ 、 $c_{1\max}$ 、 $c_{3\min}$ 、 $c_{3\max}$ 以及 $f_{s1\min}$ 、 $f_{s1\max}$ 、 $f_{s2\min}$ 、 $f_{s2\max}$ 分别为对象参数和随机扰动最容易获得的信息。而且发动机的设计保证了 J_x 、 J_y 和 J_z 上下界已知, 甚至实时已知, 捷联惯导系统的采用使得 ω_x 、 ω_y 和 ω_z 可测量, γ 和 θ 由数学平台可计算。

所以, 设计的控制系统无论在鲁棒性和适应性方面, 还是在工程可实现性方面都具有显著的优越性。其结构如图 1 所示。

2 控制系统仿真

对于 BTT-90 导弹而言, 其最大横滚角 90° , 为了在最恶劣的情况下考察变结构自适应自动驾驶仪的动态特性和稳态品质, 取幅值 90° 的方波信号作为横滚导引指令。

为了与工程实际相接近, 在仿真过程中引入了速率陀螺动态特性、舵机系统动态特性和摩擦特性、舵偏角限幅和舵偏角速率限幅等许多非理想因素。

为了提高控制效益, 减小控制幅值, 按飞行高度将导弹的飞行过程分为高($H \leq 5\ 000\text{m}$)、中($5\ 000 < H \leq 10\ 000\text{m}$)、低($H > 10\ 000\text{m}$)三个阶段, 分别确定气动参数的上下界。而高度值由捷联惯导系统中线加速度计输出积分得到。

另外, 由于在不同空域, 发动机工作状态、导弹飞行速度和大气密度均不同, 导弹气动力和舵效率相差很大。因此, 在不同的空域为导弹选择不同的参考模型参数和滑动模式参数。见下表 1。

表 1 不同空域导弹的参考模型参数和滑动态参数

空域	T/s	ξ	c/s^{-1}
低空段	0.085	0.80	100.00
中空段	0.085	0.75	100.00
高空段	0.085	0.90	50.00

据此, BTT 导弹横滚通道自动驾驶仪最恶劣的数字仿真结果, 即高空段的仿真结果如图 2 和图 3 所示。分别描述了横滚通道弹体对 90° 方波信号的跟踪特性和相应的舵偏角 δ_x 的变化情况。分析仿真结果可知:

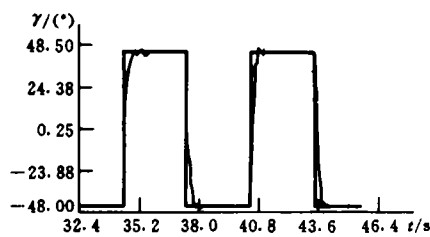


图 2 自动驾驶仪的跟踪特性



图 3 舵偏角 δ_x 的相应变化情况

① BTT 导弹横滚通道变结构自适应自动驾驶仪快速性好。弹体响应分布于全空域上的 14 个阶跃信号(幅值为 90°)时, 70% 上升高度的调节时间均小于 0.17s。

② 系统超调量小。全空域阶跃响应的超调量均小于 3%。

③ 系统的稳态跟踪精度高。理想情况下, 由于实际中舵面存在颤振(舵面颤振频率为 9~11Hz, 而弹体带宽仅为 1Hz 左右, 所以无需消颤), 弹体有幅值为阶跃幅值 0.1%~

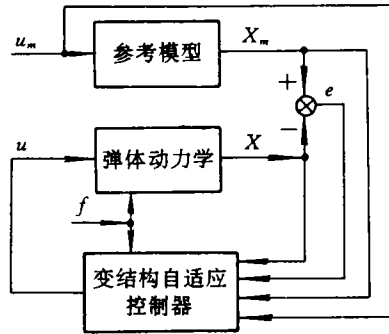


图 1 横滚通道自动驾驶仪结构简图

0.2%的晃动。这在工程中完全能够接受。

④控制效率较高。最大舵偏角小于 13° ，在许用范围 15° 之内。

⑤虽然仿真充分考虑了参数变化、随机扰动、测量元件和航机等的各种非理想因素，但自动驾驶仪仍能保证弹体对输入信号稳定可靠和高精度地跟踪，显示出系统很强的适应性和鲁棒性。

参 考 文 献

- 1 李威、韩品尧. 用古典频域理论设计BTT导弹控制系统. 倾斜转弯技术论文集. 北京: 航空航天工业部, 1989: 98-111
- 2 冯文剑、杨涤、汤善同. 模型跟踪控制器设计及其在BTT导弹自动驾驶仪设计中的应用. 倾斜转弯技术论文集, 北京: 航空航天工业部, 1989: 112-122
- 3 Williams D E, Friedland B. Modern control theory for design of autopilots for bank-to-turn missiles. Proc American Control conference, 1986; (2): 1130-1134
- 4 Utkin V I. Variable structure system with sliding mode. IEEE Trans Automat Contr, 1977; AC-22 (2): 212-222

www.cnki.net