

战术导弹变结构自适应自动驾驶仪研究*

时宏钢 王俊鹄 吕长起

(郑州工学院)

(航空航天部 014 中心)

摘要: 本文针对战术导弹古典自动驾驶仪的缺点,利用变结构控制理论,吸取模型参考控制的优点并引入趋近律,设计出具有趋近律的模型参考变结构自适应自动驾驶仪。该自适应自动驾驶仪的性能较为令人满意。

关键词: 自动驾驶仪, 自适应控制, 变结构系统

中国分类号: TP27; E927

本文研究的对象是战术导弹控制系统,该控制系统有以下特点:(1)时变、非线性;(2)动力系数变化范围宽;(3)静稳定性差[1]。因此要求所设计的控制器具有强的鲁棒性,以便使控制系统在参数变化,外界干扰存在时仍有满意的性能。虽然已有了关于MRAC自适应自动驾驶仪研究的报道,但其鲁棒性是不强的[2],而变结构控制则具有强的鲁棒性,并且,国内外尚未见有关变结构应用于战术导弹自动驾驶仪的报道,所以本文主要研究变结构自动驾驶仪。

我们知道,变结构控制的到达条件 $V_i \cdot \dot{V}_i \leq 0$ 只能保证状态到达切换面 $V_i(x) = 0$,而无法保证状态到达切换面运动的动态性能,如调节时间、超调量等。此外,变结构控制的继电特性在滑动模态上能引起颤振,这些缺点严重影响它的广泛应用。针对这些缺点,本文提出的具有趋近律的模型参考变结构自适应控制律,改善了变结构控制系统的动态性能,大大削弱了颤振这一有害现象,将其应用于某导弹自动驾驶仪,显著地改善了自动驾驶仪的性能。

1 变结构系统基本概念

变结构系统(VSS)的基本原理在于,当系统状态穿越空间的不连续面时,反馈控制的结构就发生变化,从而使系统性能达到某个希望指标。为了进一步阐明VSS的基本概念,我们考虑具有标准I型的二阶系统:

$$\dot{X}_1 = X_2$$

$$\dot{X}_2 = -a_1 X_1 - a_2 X_2 + bu, \quad b > 0 \quad (1)$$

式中 $X_i (i=1,2)$ 是状态变量; $a_i (i=1,2)$ 和 b 是常参数或时变参数,其精确值可以是未知的。

* 收稿日期:1990-06-09

$$\text{考虑不连续控制} \quad u = \begin{cases} u^+ & , \quad V \times \dot{V} > 0 \\ u^- & , \quad V \times \dot{V} < 0 \end{cases}$$

式中, $u^+ \neq u^-$, 切换函数是

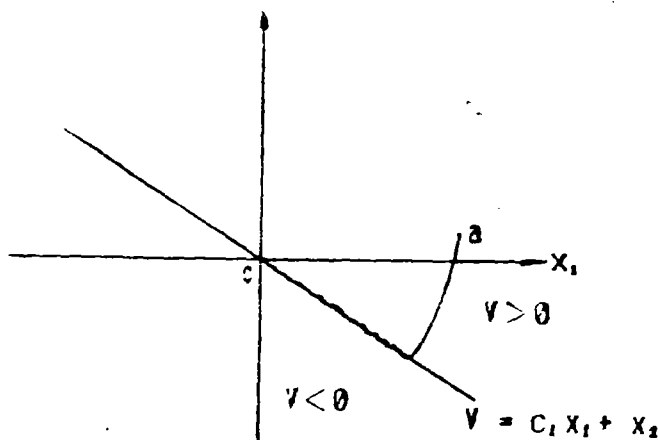
$$V = C_1 X_1 + X_2, \quad C > 0$$

直线 $V = 0$

是切换线, 在这个切换线上控制 u 是不连续的. 设状态向量的初值位于 $V > 0$ 区域内, 如图 1 所示.

若满足条件

$$\begin{cases} \lim_{V \rightarrow 0^+} \dot{V} < 0 \\ \lim_{V \rightarrow 0^-} \dot{V} > 0 \end{cases}$$



即 $V \times \dot{V} < 0$

图1 状态轨线

则借助于在 u^+ 和 u^- 之间跃变的控制, 就可把状态 X 限定在切换线 $V = 0$ 上.

2 模型参考变结构控制系统

考虑战术导弹控制系统特点以及为了削弱变结构控制引起的颤振, 我们把模型参考和变结构相结合, 从而达到了在保证变结构鲁棒性强这一优点的同时, 吸取了模型参考的优点. 下面以二阶系统为例加以说明.

参考模型状态方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_{m1} \\ \dot{X}_{m2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -a_{m1} & -a_{m2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{m1} \\ X_{m2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ b_m \end{bmatrix} u_m \quad (2)$$

控制对象状态方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_{p1} \\ \dot{X}_{p2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -a_{p1} & -a_{p2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{p1} \\ X_{p2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ b_p \end{bmatrix} u_p \quad (3)$$

由(2),(3)式得:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -a_{m1} & -a_{m2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -(a_{m1} - a_{p1}) & -(a_{m2} - a_{p2}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{p1} \\ X_{p2} \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} 0 \\ b_m \end{bmatrix} u_m - \begin{bmatrix} 0 \\ b_p \end{bmatrix} u_p \end{aligned} \quad (4)$$

式中 $e_1 = X_{m1} - X_{p1}$; $e_2 = X_{m2} - X_{p2}$. 选定切换函数为

$$V = C_1 e_1 + e_2, \quad C_1 > 0 \quad (5)$$

控制为 $u_p = \psi_{e1} e_1 + \psi_{e2} e_2 + \psi_{p1} X_{p1} + \psi_{p2} X_{p2} + \psi_m u_m$ (6)

$$\begin{aligned} V \cdot \dot{V} &= V \cdot (C_1 \dot{e}_1 + \dot{e}_2) = V \cdot (C_1 e_2 + \dot{e}_2) \\ &= V \cdot [C_1 e_2 + (-a_{m1} e_1 - a_{m2} e_2) - (a_{m1} - a_{p1}) \cdot X_{p1} \\ &\quad - (a_{m2} - a_{p2}) \cdot X_{p2} + b_m u_m - b_p u_p] \end{aligned}$$

把(6)代入上式得:

$$\begin{aligned} V \cdot \dot{V} &= V \cdot [(-a_{m1} - b_p \psi_{e1}) \cdot e_1 + (C_1 - a_{m2} - b_p \psi_{e2}) \cdot e_2 \\ &\quad + (-b_p \psi_{p1} - a_{m1} + a_{p1}) \cdot X_{p1} + (-b_p \psi_{p2} - a_{m2} + a_{p2}) \cdot X_{p2} \\ &\quad + (b_m - b_p \psi_m) \cdot u_m] \end{aligned}$$

由形成滑动的到达条件 $V \cdot \dot{V} < 0$

$$\text{可分别得} \quad \begin{cases} (-a_{m1} - b_p \psi_{e1}) \cdot V \cdot e_1 < 0 \\ (C_1 - a_{m2} - b_p \psi_{e2}) \cdot V \cdot e_2 < 0 \\ (-b_p \psi_{p1} - a_{m1} + a_{p1}) \cdot V \cdot X_{p1} < 0 \\ (-b_p \psi_{p2} - a_{m2} + a_{p2}) \cdot V \cdot X_{p2} < 0 \\ (b_m - b_p \psi_m) \cdot V \cdot u_m < 0 \end{cases} \quad (7)$$

由(7)式可根据 $V \cdot e_1, V \cdot e_2, V \cdot X_{p1}, V \cdot X_{p2}, V \cdot u_m$ 分别得到 $\psi_{e1}, \psi_{e2}, \psi_{p1}, \psi_{p2}$ 及 ψ_m 的取值范围.

3 趋近律的引入^[5]

对于系统 $\dot{X} = AX + Bu$ (8)

式中 $X \in R^n, A \in R^{n \times n}, B \in R^{n \times m}, u \in R^m$. 在引言中我们已谈到, 到达条件 $V_i \cdot \dot{V}_i \leq 0$ 只能保证状态到达切换面 $V_i(X) = 0$, 为了改善状态到达切换面的动态性能, 我们可以采用趋近律 $\dot{V} = -\varepsilon \operatorname{sgn} V - K f(V)$ (9)

其中 $\varepsilon = \operatorname{diag}[\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_m]$, $\varepsilon_i > 0$

$$\operatorname{sgn} V = [\operatorname{sgn} V_1, \dots, \operatorname{sgn} V_m]^T.$$

$$K = \operatorname{diag}[K_1, \dots, K_m]_T, \quad K_i > 0$$

$$f(V) = [f_1(V_1), \dots, f_m(V_m)]^T, \quad V_i f_i(V_i) > 0, f_i(0) = 0$$

趋近律写为标量 $\dot{V}_i = -\varepsilon_i \operatorname{sgn} V_i - K_i f_i(V_i); i = 1, \dots, m$ (10)

显然, (9) 或 (10) 式满足形成滑动的条件 $V_i \cdot \dot{V}_i < 0$. 按趋近律确定的变结构控制, 不仅保证了状态趋向切换面的动态性能, 而且具有对参数变化和干扰的自适应性. 以式(1)所示的二系统为例, 若 a_i 和 b 为常参数, 由

$$\dot{V} = C_1 X_2 + \dot{X}_2 = C_1 X_2 - a_1 X_1 - a_2 X_2 + b \cdot u$$

假设控制 $u = [a_1 X_1 + a_2 X_2 - C_1 X_2 - \varepsilon_0 \operatorname{sgn} V - K \cdot f(V)] / b$

选 $f(V) = V$

得 $\dot{V} = -\varepsilon_0 \operatorname{sgn} V - K \cdot V$

$$u = (a_1 X_1 + a_2 X_2 - C_1 X_2 - \varepsilon_0 \operatorname{sgn} V - K \cdot V) / b$$

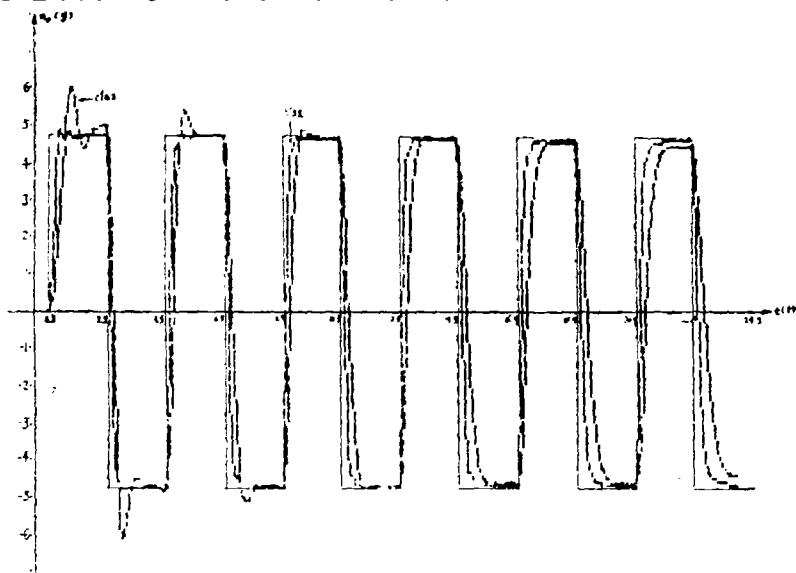


图3 输入信号值为2时,10Km 弹道过载响应曲线

数字仿真时,我们输入幅值为2的方波信号,分别在1KM,10KM,10-0KM,18KM,10-20KM这五条弹道上进行了各种性能的仿真研究,如抗干扰性能检验。同时研究了输入信号不同幅值时的情况。结果表明,本文设计的控制律的控制效果是令人满意的。图3给出了10KM弹道输入幅值为2的方波信号时,变结构控制和古典控制的过载响应曲线。由图可见模型参考变结构自适应控制律显著提高了某型导弹自动驾驶仪的性能。

5 结论

5.1 引入趋近律的模型参考变结构控制系统,保持了变结构鲁棒性强的优点,吸取了模型参考控制系统的长处,改善了控制系统动态性能,削弱了振颤。

5.2 保留古典控制回路,是本文另一特点。古典控制回路的存在保证了自动驾驶仪可靠性。

5.3 仿真结果表明,具有趋近律的模型参考变结构自适应自动驾驶仪具有较强的鲁棒性、较广的通用性和较大的灵活性。

5.4 本文提出的控制方法算法简单,极易实现,可进一步推广到其它工业控制中。所以无论在理论上还是实际应用上都具有重要的参考价值。

参 考 文 献

- [1] 吕长起.现代控制理论在空空导弹飞行系统中的应用及展望.中国宇航学会战术导弹系统工程专业委员会第三届年会学术交流论文集。
- [2] 陈佳实.微处理机在战术导弹上的应用研究.跟踪世界高技术论文集。

- [3] I.Utkin.Variable Structure System With sliding Modes. IEEE Transcations on Automatic control , Vol-ac-32,No.2, April, 1977.
- [4] C.J.哈里斯, S.A.比林斯编;李清泉译.自校正和自适应控制理论与应用.科学出版社, 1986.
- [5] 高为炳, 程勉.变结构系统的品质控制.控制与决策, 1989 年第四期
- [6] F.William Nesline, Mark.L.Nesline; 何伶译.自动驾驶仪特性对寻的导弹气动力设计的影响.系统工程与电子技术, 1987 年第九期.

A Research for Homing Missile Variable structure Autopilots

Shi HongGang Wang JunKun Lü Changqi
(Zhengzhou Institute of Technology)

Abstract: This paper outlines the application and status of Homing Missile adaptive Autopilots and presents the development and basic principles of variable structure systems (VSS).A new control Method,Which is model reference variable structure control with a asymptotic rule,was proposed to deal with the disadvantage of Homing Missile classical control systems. Flutter,which is the shortcoming of VSS,is reduced while strong robust ,which is the advantage of VSS,is ensured by using this new method.This paper presents the application of the method proposed by author in air-to-air missile autopilots and the results of simulations .A variety of properties of the control system was simulated .The results show that the effect of this control method is satisfaction.It is certain that the control method proposed by author can be used not only in Homing Missile Autopolots but also in other industry control systems with time-varying parameter.

Keywords: autopilots, adaptive control, variable structure system(VSS)