

变结构滑模飞行控制

陈恒, 张玉琢, 左晓阳
(西北工业大学 无人机研究所, 陕西 西安 710072)

摘要:飞机飞行的范围广泛、复杂,不可能得到精确的飞机数学模型,所以,常规的控制理论应用于飞行控制,效果不佳。模型跟踪变结构控制理论不依赖数学模型,而能对理想模型进行跟踪,使飞机具有良好的性能。本文研究了变结构滑模控制在飞行控制系统的应用,首先,对滑模进行极点配置,使滑模有良好的动态特性;设计了一个比例积分切换超平面,确保消除稳态误差;采用饱和控制技术,消除了抖振现象;对系统进行了数字仿真,表明系统不仅实现了无抖振模型跟踪,而且具有很强的鲁棒性。

关键词:飞行控制;参考模型;饱和函数;切换超平面;

中图分类号:V249.1 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2002)02-0012-04

飞机飞行的复杂性决定了飞行控制系统必须具有良好的鲁棒性。变结构滑模控制系统(VSS)突出的优点就是具有很强的鲁棒性,而且其物理意义明确,结构简单,易于实现。

理想情况下,滑动模态是光滑运动而且渐进地稳定于原点。但是,一个现实的滑模变结构系统,控制力总是受到限制,且系统存在惯性、切换开关时间空间^[1-3]。只有消除抖振,才能将滑模控制理论应用于飞行控制。为此,本文采用了饱和函数控制方法消除了抖振;同时,用极点配置方法^[4],使滑模具有良好的特性;此外,还设计了比例积分切换超平面,消除了稳态误差,仿真结果表明模型参考滑模飞行控制系统具有良好的鲁棒性。

1 问题提出

设被控对象的动态方程为

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad y = Cx \quad (1)$$

式中, $x \in R^n$ 为状态向量; $u \in R^m$ 为控制输入量; $y \in R^m$ 为输出量; A, B, C 为四维矩阵,且 (A, B) 能控, (A, C) 能观测。

设参考模型为同阶系统,动态方程为

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m r, \quad y_m = C_m x_m \quad (2)$$

式中, $x_m \in R^n$ 为状态向量; $r \in R^m$ 为参考输入量; $y_m \in R^m$ 为输出量,且假设

$$C_m = C \quad (3)$$

定义状态误差和输出误差如下

$$e = x_m - x \quad (4)$$

$$e_y = u_m - y = C(x_m - x) = Ce \quad (5)$$

对状态误差方程求导得

$$\dot{e} = (x_m - \dot{x}) = A_m e + (A_m - A)x + B_m r - Bu \quad (6)$$

控制目标就是被控对象跟踪上参考模型($e \rightarrow 0$)。为此,对误差系统进行滑模控制设计。

2 滑模控制系统设计

定义比例积分型切换超平面

$$S = C_1 e + C_2 \int_0^t e_y(\tau) d\tau \quad (7)$$

加入后一项积分式是为了消除输出稳态误差,式中 $C_1 \in R^{m \times n}$, $C_2 \in R^{m \times n}$ 。

令 $S=0$,得:

$$C_1 \dot{e} + C_2 e_y = 0 \quad (8)$$

将式(5),(6)分别代入式(8)得等价控制规律

$$u_{eq} = (C_1 B)^{-1} \{ C_1 [A_m e + (A_m - A)x + B_m r] + C_2 e_y \} \quad (9)$$

将式(9)代入式(6)得

$$\dot{e} = [A_m - B(C_1 B)^{-1}(C_1 A + C_2 C)]e + [I - B(C_1 B)^{-1}C_1][(A_m - A)x + B_m r] \quad (10)$$

对式(10)进行适当的参数匹配选择,很容易使其后项为零。则式(10)变为

$$\dot{e} = A_c e \quad (11)$$

式中,

$$A_c = [A_m - B(C_1 B)^{-1}(C_1 A_m + C_2 C)] \quad (12)$$

由式(11)可看出滑模运动对参数变化及扰动具有不变性。

为使滑模具有满意的动态性能,就要对式(12)中的 A_c 进行极点配置,由式(12)可令

$$A_c = A_m + BK \quad (13)$$

对式(13)进行极点配置,可以采用状态反馈来实现。极点配置如下:给出期望的极点 P ,可用 $u = Kx$,即使 $A_m + BK$ 的极点配置到期望的极点 P ,从而得到确保上述极点的状态反馈控制器 K 。同时,由式(12)知,控制器 K 可由下式表示

$$K = -(C_1 B)^{-1}(C_1 A_m + C_2 C) \quad (14)$$

通常取系数 $C_2 = I$,由式(14)得

$$C_1 = -C(A_m + BK)^{-1} = -CA_c^{-1} \quad (15)$$

至此,得到切换超平面如下

$$S = -CA_c^{-1}e + \int_0^t e_y(\tau) d\tau \quad (16)$$

以上所设计的滑模控制系统只是在理想情况下,滑动模态才是光滑运动而且渐进地稳定于原点。这种滑模变结构系统存在着抖振现象。本文中,采用饱和控制的方法来消除抖振。在超平面 $S=0$ 附近设置边界层,其厚度为 δ ,对等价控制规律修正如下

$$u = (C_1 B)^{-1} \{ C_1 [A_m e + (A_m - A)x + B_m r] + C_2 e + E \text{sat}(S/\delta) \} \quad (17)$$

式中, E 是对角正定矩阵 $\text{sat}(S/\delta)$ 是饱和函数,如下表示

$$\text{sat}(S/\delta) = \begin{cases} 1 & , |S/\delta| > 1 \\ S/\delta & , |S/\delta| < 1 \end{cases} \quad (18)$$

采用上述饱和控制方法,如果 δ 取的较小, S/δ 将变得很大,这是一种高增益反馈。系统的运动点偏离切换面 $S=0$,大的控制力很快将其拉回到切换面上,这种高增益对抑止抖振有利。所以,饱和控制能够消除抖振现象。

3 模型跟踪飞行控制器设计

对象为 A-4D 飞机系统,描述如下式^[5] $\dot{x} = Ax + Bu, y = Cx$ 。系统的输入变量为升降舵偏角 δ_c ;系统的状态变量为速度因子 u_v ,迎角 α ,俯仰角变化率 q ,俯仰角 θ ;系统的输出变量为速度因子 u_v ,俯仰角 θ 。($h = 4.88 \text{ km}, 0.6 M$) A-4D 飞机模型参数如下:

$$A = \begin{bmatrix} -0.0119 & -0.0059 & 0.0 & -0.0507 \\ -0.1040 & -0.8085 & 1.0 & 0.0 \\ 0.2867 & -12.6811 & -1.4140 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.000 & 0.0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.0063 & 1.000 \\ -0.0899 & 0 \\ -19.4283 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

根据对系统的动态响应要求和被控对象的模型情况确定如下参考模型: $\dot{x}_m = A_m x_m + B_m r, y_m = C_m x_m$ 。参考模型参数如下:

$$A = \begin{bmatrix} -0.0119 & -0.0059 & 0.0 & -0.0507 \\ -0.1040 & -0.8085 & 1.0 & 0.0 \\ 0.2867 & -12.6811 & -1.4140 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.000 & 0.0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.0063 & 1.000 \\ -0.0899 & 0 \\ -19.4283 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C_m = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$D_m = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

首先,设计超平面。若期望 A_c 的 4 个特征值为 $(-1 \quad -1 \quad -0.01 \quad -0.01)$, 通过极点配置得状态控制器

$$K = \begin{bmatrix} 0.0063 \\ -19.4283 \end{bmatrix}$$

由式(15)可得

$$C_2 = I$$

$$C_1 = \begin{bmatrix} 89.8338 & 27.0444 & -385.3253 & -507.6070 \\ -0.5094 & -6.3511 & 86.7944 & 114.5990 \end{bmatrix}$$

模型参考控制规律为

$$u = (C_1 B)^{-1} \{ C_1 [A_m e + (A_m - A)x + B_m r] + C_2 e + E \text{sat}(S/\delta) \}$$

式中,取边界层厚度为 $\delta = 0.2$

4 数值仿真分析

将控制器同飞机模型连接,构成 A-4D 飞机控制系统闭环回路,在不同的工作点处进行动态仿真。输出响应曲线横坐标为时间,而纵坐标为速度因子 u_v^* 和俯仰角 θ 。图 1 中,实线为理想的参数模型响应曲线,虚线为整个控制系统的响应曲线。

1) 图 1a 为 $h = 4.88 \text{ km}, M = 0.6$ 的小偏离线性化飞机模型进行设计,回路的数字仿真结果表明飞机对象能很快地($t = 120 \text{ s}$)跟踪上理想模型。并且无抖振,无稳态误差。

2) 图 1b 为 $h = 4.57 \text{ km}, M = 0.9$ 进行仿真,在非设计点的状态,系统的过渡时间较设计点稍长一点($t = 180 \text{ s}$)。但同样可以无稳态误差地跟踪上参考模型。

综合以上两点,说明系统有较强的鲁棒稳定性,能够很好地实现对系统的控制。

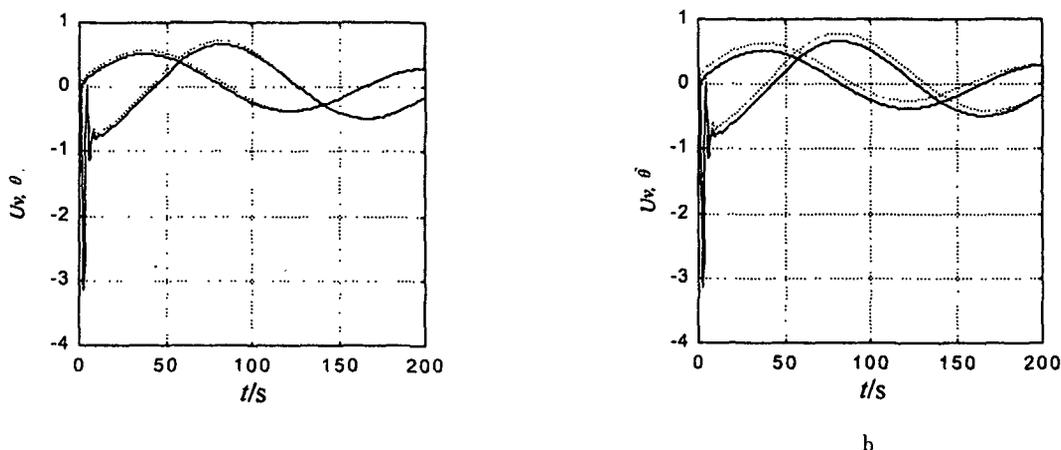


图1 系统的输出响应

参考文献:

- [1] 王丰尧. 滑模结构控制 [M]. 北京:机械工业出版社,1995.
- [2] YALLAPRAGADA S V,HECK B S,FINNEY J D,Reaching Conditions for Variable Structure Control with Output Feedback[J] Journal of Guidance Control and Dynamics,1996,19(4):848-853.
- [3] KIM D,KIM Y Robust Variable Structure Controller Design for Fault Tolerant Flight Control [R]. AIAA-98-4232.
- [4] KHAZALI RE,DECARLO R. Output Feedback Variable Structure Control Design [J]. Automatica,1995,31(6):805-816.
- [5] SCHMIDT L V. Introduction to Aircraft Flight Dynamics [M]. Reston Virginia:American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc,1998.

(编辑:姚树峰)

Variable Structure Sliding Mode Control for the Flight Control

CHEN Heng, ZHANG Yu-zhuo, ZUO Xiao-yang

(Northwestern Polytechnical University, Unmanned Vehicle Institute, Xi'an 710072, China)

Abstract: The flight envelope of aircraft is wide and complex, it is impossible to obtain an accurate aircraft mathematic mode, and the flight performance is not good by utilizing the conventional control theory. Since the aircraft is very complex, it is necessary that the flight control system possesses a strong robust stability. The sliding mode variable structure control just has the advantage of the strong robust stability, therefore, in this paper, the sliding mode control theory is used in designing the controller for the flight control system. First, the PI type mode is designed in order to reduce the error of stable state. Second, Pole assignment method is used to cope with the mode poles so that the mode has the good response. Third, the simple saturating control is adopted to eliminate the chattering phenomena. Finally, the controller for the flight control system is designed. The simulation results show that the whole control system has good a stability and performance.

Keywords: sliding mode; flight control; saturating control; robust stability