

文章编号: 1000-6893(2005)02-0144-04

多模型切换控制及其在 BTT 导弹设计中的应用

段广仁, 王好谦

(哈尔滨工业大学 控制理论与制导技术研究中心, 黑龙江 哈尔滨 150001)

Multi-Model Switching Control and Its Application to BTT Missile Design

DUAN Guang-ren, WANG Hao-qian

(Center for Control Theory and Guidance Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

摘要: 研究了一类可以抑制切换时刻输出跳跃的多模型切换控制器的设计问题。基于参数化特征结构配置结果及模型跟踪方法, 设计了满足输出跟踪性能并使多模型系统中各闭环子系统渐近稳定的多模型切换控制律集合。充分利用参数化特征结构配置方法提供的全部自由度, 协调选取各子系统控制律中的参数来抑制切换时刻的输出跳跃。将本文提出的方法应用到某型倾斜转弯导弹自动驾驶仪设计中, 仿真结果表明导弹的输出过载迅速准确跟踪制导指令, 并且切换抖动得到有效抑制。

关键词: 多模型切换控制; 特征结构配置; 模型参考; BTT 导弹

中图分类号: V249 **文献标识码:** A

Abstract: The problem of designing a switching controller for chattering attenuation in multi-model system is considered. Applying the method of eigenstructure assignment and the theory of model tracking, a set of multi-model switch controllers is designed to stabilize each subsystem and make the outputs of the closed-loop systems satisfy certain tracking performances. Output chattering is attenuated through selecting all the degrees of freedom provided by the method of eigenstructure assignment. A bank-to-turn (BTT) missile autopilot is designed by using the proposed approach. Simulation result shows the effect and validity of the proposed method in command tracking and switching chattering attenuations.

Key words: multi-model switching control; eigenstructure assignment; model reference; BTT missile

多模型控制在解决非线性及各种复杂系统控制问题中已经得到深入研究并在飞行器控制^[1]、故障诊断、化学化工^[2]等许多领域得到广泛的应用。多个模型之间的切换次序、切换过程的稳定性、模型的数量是设计多模型切换控制系统的关键。

一个线性系统的响应特性同时取决于其特征值和对应的特征向量, 它们分别决定了输出响应的上升(衰减)率和输出响应的形状。本文基于参数化特征结构配置和模型跟踪方法设计了一种多模型切换控制器, 提出的切换性能指标能使设计的控制器根据实际情况灵活改变。文献[3]采用分段优化的方法设计多模型控制器, 遗憾的是没有充分利用特征结构配置方法提供的设计自由度。与之相比, 本文提出更为合理的优化指标, 在抑制输出跳跃和指令跟踪速度以及控制器设计灵活性等方面均有了很大改善。

1 问题的描述

对于一个时变、非线性复杂系统, 在考虑过程

非线性的基础上, 结合控制系统的输出特性依次选取有限点, 在这些点附近分别构造线性定常子系统, 由这些子系统构成的多模型集合来近似整个复杂系统的动态特性, 可得如下模型集

$$= \{ i, i = 1, 2, \dots, n \}$$

$$\dot{x}_i = A_i x_i + B_i u_i, y_i = C_i x_i + D_i u_i \quad (1)$$

其中: $x_i \in \mathbf{R}^n$, $u_i \in \mathbf{R}^m$, $y_i \in \mathbf{R}^p$ 分别为第 i 个子系统的状态向量、输入向量和输出向量; A_i, B_i, C_i, D_i 为系统中的适维系数矩阵并假设 (A_i, B_i) 可控; n 为多模型集中模型个数。

进一步, 考虑如下参考模型

$$\dot{x}_z = A_z x_z, y_z = C_z x_z \quad (2)$$

其中: $x_z \in \mathbf{R}^p$, $y_z \in \mathbf{R}^m$ 分别为参考模型的状态向量和输出向量; A_z, C_z 为适维系数矩阵。

本文的目的是对于每个 $i \in \{1, 2, \dots, n\}$, 分别为子系统 i 设计由反馈镇定增益阵 K_i 及前馈增益补偿阵 G_i 构成的前馈加反馈形式的控制律

$$u_i = K_i x_i + G_i x_z \quad (3)$$

使得各闭环子系统的输出 $y_i(t)$ 快速跟踪参考模型的输出 $y_z(t)$, 同时抑制切换过程中产生的输出

收稿日期: 2004-02-03; 修订日期: 2004-07-23
基金项目: 国家自然科学基金(69925308)资助项目

跳跃使得切换过程平滑,即极小化性能指标

$$J = \int_{t_0}^{t_1} c_i \|y_{i+1}(t) - y_i(t)\|^2 dt \quad (4)$$

其中: t_i 为切换时刻; $y_i(t)$, $y_{i+1}(t)$ 分别表示第 $i, i+1$ 受控子系统在切换时刻的输出; $c_i > 0$ 为加权系数,可以根据实际情况任意选取。

2 多模型切换抖动抑制控制器设计

考虑连续线性定常系统

$$\dot{x} = Ax + Bu, A \in \mathbb{R}^{n \times n}, B \in \mathbb{R}^{n \times r} \quad (5)$$

$$y = Cx + Du, C \in \mathbb{R}^{m \times n}, D \in \mathbb{R}^{m \times r} \quad (6)$$

引理 1^[4] 给定如上线性定常系统,假设 (A, B) 可控,定义 $\Lambda = \text{diag}(s_1, s_2, \dots, s_n)$, 其中 $s_i, i = 1, 2, \dots, n$ 为一组共轭封闭复数,则满足 $A + BK = V \Lambda V^{-1}$ 的矩阵 $K \in \mathbb{R}^{r \times n}$ 和 $V \in \mathbb{C}^{n \times n}$ 矩阵由下述公式给出

$$K = WV^{-1} \quad (7)$$

$$V = [v_1 \ v_2 \ \dots \ v_n], v_i = N(s_i) f_i \quad (8)$$

$$W = [w_1 \ w_2 \ \dots \ w_n], w_i = D(s_i) f_i \quad (9)$$

其中: $f_i \in \mathbb{C}^n, i = 1, 2, \dots, n$ 为满足约束 $f_i = \bar{f}_j$ 当 $s_i = \bar{s}_j$ 及 $\det[V(f_i)] \neq 0$ 的任意参向量,而 $N(s)$ 和 $D(s)$ 为满足下式的右既约多项式矩阵

$$(sI - A)^{-1}B = N(s)D^{-1}(s) \quad (10)$$

引理 1 给出了控制器设计的参数化形式,另一方面,定常输出模型参考跟踪设计与参考模型为一般输出结果的模型参考输出跟踪设计相比,只是各子系统输出表达式的形式有所不同,为简单起见,本文中多模型切换抖动抑制控制器设计只考虑模型参考输出为定常的情形。由文献[5]中关于模型参考跟踪控制的结果,第 i 个子系统模型在控制律

$$u_i = K_i x_i + (U_i - K_i H_i) \quad (11)$$

作用下,得具有定常输出跟踪性能的闭环子系统

$$\dot{x} = (A_i + B_i K_i) x_i + B_i (U_i - K_i H_i) \quad (12)$$

$$y_i = (C_i + D_i K_i) x_i + D_i (U_i - K_i H_i) \quad (13)$$

以下,定义符号 Λ_i, V_i 分别表示子系统 i 的约当标准形和对应的右特征向量矩阵,则第 i 切换时刻 t_i 的状态响应及输出响应分别为

$$x_i(t_i) = V_i e^{\Lambda_i(t_i - t_{i-1})} V_i^{-1} x_i(t_{i-1}) +$$

$$V_i \int_{t_{i-1}}^{t_i} e^{\Lambda_i(t_i - \tau)} [-I] V_i^{-1} B_i (U_i - K_i H_i) d\tau \quad (14)$$

$$y_i(t_i) = (C_i + D_i K_i) x_i(t_i) + D_i (U_i - K_i H_i) \quad (15)$$

模型切换后在该切换时刻的输出响应为

$$y_{i+1}(t_i) = (C_{i+1} + D_{i+1} K_{i+1}) [V_{i+1} e^{\Lambda_{i+1}(t_i - t_{i-1})} \cdot V_{i+1}^{-1} x_i(t_{i-1}) + V_{i+1} \int_{t_{i-1}}^{t_i} e^{\Lambda_{i+1}(t_i - \tau)} [-I] \cdot$$

$$V_i^{-1} B_i (U_i - K_i H_i) d\tau] + D_{i+1} (U_{i+1} - K_{i+1} H_{i+1}) \quad (16)$$

由此可见,在该切换时刻输出不可避免地产生跳跃,即切换抖动。为了减小整个系统切换过程中产生的输出跳跃,对形如式(4)的性能指标进行优化。定义符号 $\Lambda_i, i = 1, 2, \dots, n$ 为

$\Lambda_i = (A_i + B_i K_i) = \{s_{ij}, s_{ij} \in \mathbb{C}, j = 1, 2, \dots, n_i\}$ 表示第 i 闭环子系统模型的特征值集,其中 \mathbb{C} 表示左半复平面。由引理 1 及文献[5],在式(14)~式(16)中,对于任意 $i \in \{1, 2, \dots, n\}$,与第 i 闭环子系统有关的 V_i, K_i 均可由该子系统中自由参数向量 f_{ij} 完全参数化表示,因此本文切换抖动抑制问题可以转化为下述非线性优化问题:

$$\min J(f_{ij}, s_{ij}, j = 1, 2, \dots, n, i = 1, 2, \dots, n) \quad \text{s.t 约束 } C_1, C_2$$

$$s_{ij} \in \Lambda_i, j = 1, 2, \dots, n, i = 1, 2, \dots, n \quad (17)$$

其中:

$$J(f_{ij}, s_{ij}, j = 1, 2, \dots, n, i = 1, 2, \dots, n) = \int_{t_0}^{t_1} c_i \|y_{i+1}(t) - y_i(t)\|^2 dt \quad (18)$$

c_i 为加权因子; $f_{ij} \in \mathbb{C}^n, j = 1, 2, \dots, n, i = 1, 2, \dots, n$ 满足约束 $C_1: f_{ij} = \bar{f}_{il}$ 当 $s_{ij} = \bar{s}_{il}$ 时,约束 $C_2: \det[V(f_{ij})] \neq 0$; Λ_i 为第 i 闭环子系统的满足给定动态性能要求极点的区域。

说明 1:如果各子系统的模型参考跟踪指令并不相同,基于上述算法得到的输出跟踪性能和抖动抑制能力也不受影响。

说明 2:时变系统区别于定常系统的一个重要方面在于其稳定性不再由其特征值唯一决定,还与系统的特征向量有关。对于系统(1)为连续时变时的情形,同样可以得到与本文类似的结果,通过直接对时变系统的特征值以及特征向量进行优化得到优化解,本文给出的方法对于时变系统仍然适用。

3 在 BTT 导弹俯仰/偏航通道自动驾驶仪设计中的应用

倾斜转弯(BTT)作为一种先进的导弹控制技术,在机动性、稳定性、升阻比以及与先进的冲压发动机进气口设计兼容性要求等方面均明显优于侧滑转弯技术(STT)。由于 BTT 导弹一般为非对称结构,在截击目标时绕速度矢量快速滚转使得导弹的俯仰/偏航通道与滚转通道存在较强的耦合,因此传统自动驾驶仪三通道独立设计方法不再适用。目前 BTT 导弹自动驾驶仪的一种

常用的设计方法是在飞行弹道上选取 7 个特征点,针对每个特征点进行定常化处理,在此基础上分别对每个线性定常系统设计控制律。由文献 [6]中有关多项式族二次稳定性结果,自动驾驶仪可分别对俯仰/偏航通道和滚动通道进行设计。本文只考虑俯仰/偏航通道自动驾驶仪的设计。

某型号 BTT 导弹俯仰/偏航通道自动驾驶仪的数学模型可简化为形如式(1)^[6],其中

$$A = \begin{bmatrix} -a_1 - e_1 & e_1 a_4 - a_2 & \frac{(J_x - J_y)}{57.3 J_z} x & \frac{e_1 x}{57.3} \\ 1 & -a_4 & 0 & \frac{-x}{57.3} \\ \frac{(J_z - J_x)}{57.3 J_y} x & \frac{-e_2 x}{57.3} & -b_1 - e_2 & e_2 b_4 - b_2 \\ 0 & x/57.3 & 1 & -b_4 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -e_1 a_5 - a_3 & 0 \\ -a_5 & 0 \\ 0 & e_2 b_5 - b_3 \\ 0 & -b_5 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \frac{-b_4 v_i}{57.2 g} \\ 0 & \frac{-a_4 v_i}{57.3 g} & 0 & 0 \end{bmatrix}; D = \begin{bmatrix} 0 & \frac{-b_5 v_i}{57.3 g} \\ \frac{a_5 v_i}{57.3 g} & 0 \end{bmatrix}$$

状态向量 $x = [z \quad y \quad \dot{z} \quad \dot{y}]^T$; 控制输入 $u = [z_c \quad y_c]^T$; 输出向量 $y = [n_z \quad n_y]^T$ 。 x, y, z 分别为角速度在弹体坐标系三轴上的分量; 变量 α, β 分别是攻角和侧滑角; z, y 表示俯仰舵面和偏航舵面的偏航角; n_y, n_z 为法向过载和侧向过载; J_x, J_y 和 J_z 分别为导弹相对弹体坐标系三轴的转动惯量; v_i, g 分别是导弹瞬时速度及重力加速度。在导弹飞行高度、速度变化时,上述模型中参数 $a_1 \sim a_5, b_1 \sim b_5, e_1 \sim e_2$ 随之变化,由此来确定 7 个特征点的位置。

当导弹的飞行状态由 1 个特征点的邻域进入到另一个特征点的邻域时,控制器进行切换。由于不同的特征点上的模型参数和控制器不同,在切换的过程中不可避免产生输出跳跃,目标就是消除这种抖动。BTT 导弹基本设计指标为侧滑角 $|\beta| \leq 3^\circ$, 上升时间 t_r 是输出响应升到 70% 的时间,要求 $t_r \leq 0.2s (h < 12km), t_r \leq 0.35s (h \geq 12km)$, 要解决的问题描述如下。

BTT 导弹切换抖动抑制问题 形如式 (5)、(6) 描述的系统及定常输入过载指令 n_{zc}, n_{yc} , 通过控制每个模型的舵偏角 z, y , 使得各子系统模型的输出过载迅速跟踪过载指令,在满足导弹基本设计指标基础上,抑制切换过程中产生的抖动。

直接应用前面给出的多模型切换控制算法即可解决 BTT 导弹切换抖动抑制问题。限于篇幅,本文不再详述,只给出全弹道仿真结果及其分析。

4 全弹道仿真结果及分析

在导弹飞行的全过程 (0-43s) 选取 7 个特征点,每个特征点邻域视为一个定常系统,在每 2 个特征点之间选取切换点切换自动驾驶仪,目的是在切换控制律以及子系统模型时使得切换点处的抖动加权之和最小。状态初值选取为 $x_0 = [4 \quad 4 \quad -27 \quad 0]^T$, 导弹的滚动角速度取 $\dot{x} = 400 \text{ }^\circ/\text{s}$, 切换时刻分别取在 8.1s, 15.7s, 21.3s, 25.5s, 31.5s, 37.5s, 输入过载指令 $u = [n_{zc} \quad n_{yc}]^T$, 取 $n_{zc} = 0, n_{yc} = 8 \text{ m/s}^2$, 切换性能指标式 (18) 中的加权系数均取为 1, 应用本文给出算法可得如下满足要求的控制律:

$$u_i = K_i x_i + (U_i - K_i H_i) = K_i x_i + G_i, \quad i = 1, 2, \dots, 7 \quad (19)$$

限于篇幅,给出第 6 个子系统的状态反馈控制律:

$$K_6 = \begin{bmatrix} 1.1646 & -16.3325 & -1.4481 & -28.4835 \\ 0.5116 & -0.0781 & -0.0148 & -6.1237 \end{bmatrix}$$

$$G_6 = \begin{bmatrix} -27.7028 & 4.8327 \\ -4.2284 & -0.2940 \end{bmatrix}$$

利用 MATLAB 软件可得侧向、法向过载以及侧滑角对比仿真,本文仅给出侧向过载结果如图 1 所示。

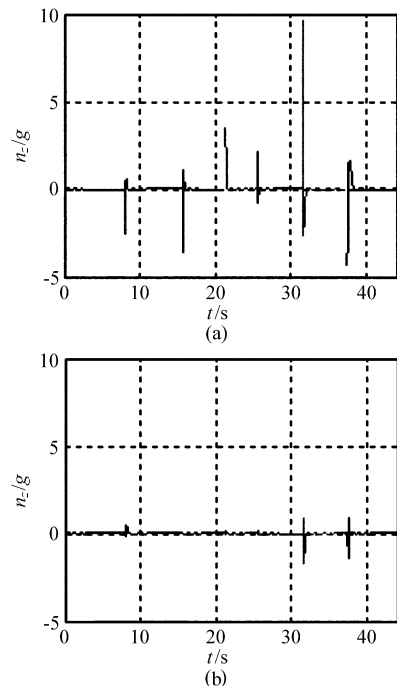


图 1 侧向过载的对比

Fig. 1 Comparison of side overload

上面仿真图形中,图1(a)为不考虑切换抖动抑制得到的结果,图1(b)为在相同初始条件下利用本文给出的抖动抑制设计方法。由仿真结果可知,侧向过载很好地跟踪了输入过载指令,满足导弹设计性能要求。在6个切换点处抖动之和即性能指标式(18)中,指标可以优化至0.0583,切换过程中的抖动得到非常有效的抑制。

参 考 文 献

- [1] Boskovic J D, Mehra R K. An adaptive scheme for compensation of loss of effectiveness of flight control effectors[A]. Proc of the 40th IEEE Conference and Control[C]. Florida, 2001. 2448 - 2454.
- [2] Patton R J, Toribio C J L, Simani S. Robust fault diagnosis in a chemical process using multiple-model approach [A]. Proc of the 40th IEEE Conference and Control[C]. Florida, 2001. 149 - 154.
- [3] 穆向禹,周荻,段广仁. BTT导弹的抖动抑制多模型切换控制[J]. 航空学报,2002,23(3):268 - 271.
Mu X Y, Zhou D, Duan G R. Chattering attenuation multi-model switching control for BTT missile [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002,23(3): 268 - 271. (in

Chinese)

- [4] Duan G R, Irwin G W, Liu G P. Disturbance attenuation in linear systems via dynamical compensators: a parametric eigenstructure assignment approach[J]. IEE Proc Control Theory Appl, 2000, 146(2): 108 - 115.
- [5] 段广仁,强文义,冯文剑,等. 模型参考控制系统设计的一种完全参数化方法[J]. 宇航学报,1994(2): 7 - 13.
Duan G R, Qiang W Y, Feng W J, et al. Model reference control systems design: a complete parametric approach [J]. Journal of Astronautics, 1994(2): 7 - 13. (in Chinese)
- [6] 胡文远. 不确定线性系统及系统族的鲁棒镇定问题研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学,1997.
Hu W Y. Research on robust stabilization of uncertain linear systems and system families[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 1997. (in Chinese)

作者简介:

段广仁(1962 -) 男,黑龙江人,1989年获得博士学位,哈尔滨工业大学特聘教授,长江学者、博士生导师。主要研究方向为线性系统理论、鲁棒控制系统设计、现代控制理论在航空航天领域中的应用。

王好谦(1977 -) 男,黑龙江伊春人,哈尔滨工业大学博士研究生,研究兴趣为多模型控制、最优滤波等。

(责任编辑:刘振国)