二元机翼滑模变结构控制颤振主动抑制

宋 晨 吴志刚 杨 超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 颤振主动抑制(AFS, Active Flutter Suppression)是气动弹性综合研究的活跃分支,对飞行器设计具有重要意义. 以带后缘控制面的二元机翼为对象,研究滑模控制(SMC, Sliding Mode Control)用于气动弹性 AFS 的可行性与机理. 基于准定常气动力理论建立二元机翼气动弹性系统模型,设计 SMC 的滑模切换面及状态反馈控制切换函数,以实现受控对象 AFS,从相空间状态轨线的角度,阐述 SMC 使闭环系统稳定的根源. 此外,还对 SMC 的鲁棒性及延时效应做了分析与讨论. 研究表明:该控制策略可用于 AFS,在气动弹性主动控制方面具有应用前景.

关 键 词: 气动弹性; 二元机翼; 颤振; 滑模控制; 状态反馈

中图分类号: V 215.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2010)12-1400-04

Sliding mode variable structure control of flutter suppression for two-dimensional wing

Song Chen Wu Zhigang Yang Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Active flutter suppression (AFS), an attractive branch of aeroelasticity, and playing an important role of aircraft design was conducted on a two-dimensional wing which had a tailing-edge control surface. Sliding mode control (SMC) for AFS and its feasibility were investigated theoretically. The basic equations of motion were established by using quasi-steady aerodynamics forces. A sliding mode surface and a state feedback control for switching were designed in state space to achieve AFS. The principle of system stability provided by the SMC was discussed by state variables trajectory analysis. Further discussions about system robustness and time delay effects were also given. The results indicate that SMC strategy could be used for AFS and has potential usefulness in active aeroelastic control.

Key words: aeroelasticity; airfoils; flutter; sliding mode control; state feedback

颤振主动抑制(AFS, Active Flutter Suppression)是气动弹性综合研究的活跃领域,涉及主动控制技术、结构设计、新材料与新技术应用、新颖的控制方式(概念)设计等,时至今日依然是学术界和工程界研究的热点. 20 世纪 80 年代中期,美国开展的主动气动弹性机翼计划,其中就把 AFS 作为一项重要内容和关键技术[1-2],这标志着 AFS 技术开始向工程应用迈进. AFS 的主旨是由控制反馈改变原系统的极点分布,使开环不稳定的系统闭环具有稳定的极点. 因此,控制系统的设计至关重要. 可用于工程的 AFS 控制律一般要求是低阶次的、鲁棒的、易于实现的. 基于线性、连续的控制系统理论和方法是当前研究的主流,特别是以传递函数为基础的古典控制理论,依然是工程应用的主要方法[3]. 近 30 年来,以现代控制理论为基础的最优控制、鲁棒控制,以及智能控制等方法的发展,极大丰富了 AFS 的设计手段. 但其中一些方法由于存在缺陷,距工程应用仍有一段距离.

滑模变结构控制 SMVSC (Sliding Mode

收稿日期: 2009-10-12

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(90716006, 10902006)

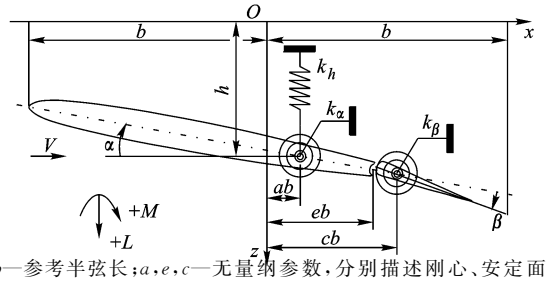
作者简介: 宋 晨(1982—),男,河北安国人,博士生,sc16710@ase.buaa.edu.cn.

Variable Structure Coxtrd)或简称滑模控制(SMC,Sliding Made Control),是从非线性系统相平面方法发展出来的一种控制策略.这里所谓的"结构"并非通俗意义上与模型质量、刚度相关的物理概念,而是动力系统中的一个抽象概念,主要指控制反馈回路或闭环系统的拓扑结构.这种方法是在相空间设计一个滑模面,通过控制律的快速切换(时刻改变闭环系统的拓扑结构)使系统在滑模面上做滑模运动渐近稳定于平衡点.SMC 对系统参数具有极好的鲁棒性[4],且易于实现,目前研究广泛涉及多种随动控制问题和对象.近年来,国内外已有学者开始关注 SMC 在气动弹性主动控制中的应用[5-6].

本文以带后缘控制面二元机翼为对象,采用 SMC 方法实现二元机翼 AFS.从系统相空间状态轨线流型的角度,分析 SMC 策略使系统稳定的机理,通过数值计算讨论结构参数对控制效果的影响,以及控制延时引起的 SMC 特有的"抖振"现象.本文研究旨在为这种控制方法的 AFS 应用提供依据,也为气动弹性主动控制提供新思路.

1　二元机翼状态空间模型

二元机翼模型是气动弹性研究的重要对象,适合对气动弹性问题做机理性的研究与探讨.带后缘控制面的二元机翼模型如图 1 所示.



b—参考半弦长;a,e,c—无量纲参数,分别描述刚心、安定面后缘、舵面铰链轴至弦线中点的相对位置;下标 h,α,β—翼段的浮沉、俯仰、舵偏自由度;k_h,k_α—浮沉、俯仰刚度;V—来流速度.

图 1　带后缘控制面的二元机翼

采用准定常气动力理论,忽略舵面转动惯量及偏转角速度影响,得到系统运动方程[7]如下:

$$\begin{cases} m\ddot{h} + S_\alpha\ddot{\alpha} + k_h h = L(\alpha,\dot{h},\dot{\alpha},\beta) \\ S_\alpha\ddot{h} + I_\alpha\ddot{\alpha} + k_\alpha\alpha = M(\alpha,\dot{h},\dot{\alpha},\beta) \end{cases} \tag{1}$$

式中,m 为翼段质量;S_α 为关于弹性轴的静矩;I_α 为关于弹性轴的转动惯量;L,M 为气动力,且有

$$L = -C_L^\alpha\rho V^2 b[\alpha + \dot{h}/V + (1/2-a)b\dot{\alpha}/V] - \rho V^2 b C_L^\beta\beta \tag{2}$$

$$M = -(1/2+a)bL - (1/2)\pi\rho V b^3\dot{\alpha} + 2\rho V^2 b^2 C_M^\beta\beta \tag{3}$$

其中,C_L^α,C_L^β,C_M^β 为气动力系数导数;$C_L^\alpha = \eta\cdot 2\pi$;$C_L^\beta = \eta\cdot 2(\pi-\theta+\sin\theta)$;$C_M^\beta = (1/2)[-\sin\theta + (1/2)\sin 2\theta]$;$\cos\theta = -e$.$\eta$ 为修正因子,并可通过试验数据修正.对于舵偏 β,仅考虑其定常气动力分量.国际上通常这样简化处理,用于二元机翼气动弹性问题的机理性研究[8-9].

将式(2)、式(3)代入式(1),改写为状态空间形式

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\beta \tag{4}$$

其中,$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} \end{bmatrix}$;$\boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b_3 \\ b_4 \end{bmatrix}$;$\boldsymbol{x} = \begin{bmatrix} h \\ \alpha \\ \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix}$;

$a_{31} = -dI_\alpha k_h$;$a_{32} = d(I_\alpha\partial L/\partial\alpha - S_\alpha\partial M/\partial\alpha + S_\alpha k_\alpha)$;$a_{33} = d(I_\alpha\partial L/\partial\dot{h} - S_\alpha\partial M/\partial\dot{h})$;$a_{34} = d(I_\alpha\partial L/\partial\dot{\alpha} - S_\alpha\partial M/\partial\dot{\alpha})$;$a_{41} = dS_\alpha k_h$;$a_{42} = d(m\partial M/\partial\alpha - S_\alpha\partial L/\partial\alpha - mk_\alpha)$;$a_{43} = d(m\partial M/\partial\dot{h} - S_\alpha\partial L/\partial\dot{h})$;$a_{44} = d(m\partial M/\partial\dot{\alpha} - S_\alpha\partial L/\partial\dot{\alpha})$;$b_3 = d(I_\alpha\partial L/\partial\beta - S_\alpha\partial M/\partial\beta)$;$b_4 = d(m\partial M/\partial\beta - S_\alpha\partial L/\partial\beta)$;$d = (mI_\alpha - S_\alpha^2)^{-1}$.

本文的二元机翼模参数为:$a=-0.2$;$e=0.5$;$c=0.6$;$2b=0.25$ m;$l=0.5$m;$m=2.67$ kg;$S_\alpha=0.033\,4$ kg·m;$I_\alpha=0.731\times10^{-2}$ kg·m^2;$k_h=360$ N/m;$k_\alpha=10.24$ N·m/rad;$C_L^\alpha=0.55\times2\pi$.其中,$l$ 为模型实物的展长.采用根轨迹方法,计算开环颤振速度为 19.5 m/s.

2　滑模变结构控制设计

2.1　SMC 方法

SMC 问题的一般提法[4]为:设有一个系统

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},t) & \boldsymbol{x}\in R^n \quad \boldsymbol{u}\in R^m \quad t\in R \\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{h}(\boldsymbol{x}) & \boldsymbol{y}\in R^l \quad n\geqslant m\geqslant l \end{cases} \tag{5}$$

在相空间设计一组切换面 $\boldsymbol{s}$,并求解控制函数 u_i

$$\boldsymbol{s} = \boldsymbol{s}(\boldsymbol{x}) \quad \boldsymbol{s}\in R^m \tag{6}$$

$$u_i = \begin{cases} u_i^+(\boldsymbol{x}) & s_i(\boldsymbol{x}) > 0 \\ u_i^-(\boldsymbol{x}) & s_i(\boldsymbol{x}) < 0 \end{cases} \quad i = 1,2,\cdots,m \tag{7}$$

式中,$\boldsymbol{s}(\boldsymbol{x})$也称为滑模面.控制律快速切换,系统状态变量在滑模面两侧穿行,使系统渐近稳定于平衡点.对于本文算例,式(4)即为式(5)中的状态方程.而对于状态反馈控制问题,输出方程默认为 $\boldsymbol{y}=\boldsymbol{x}$.至此,SMC 受控对象方程已经建立.

SMC 系统设计主要考虑 3 个基本问题[4]:

1) 滑动模态的存在性,即要求滑模面函数满

足：

$$\lim_{s_i \to 0} s_i \dot{s}_i < 0 \tag{8}$$

2）滑模运动的可达性，系统在任意初始状态经过有限时间都能到达切换面；

3）滑模运动的稳定性，滑模运动能渐近稳定于系统平衡状态.

2.2 二元机翼 SMC 控制器设计

通常取线性切换函数，对于单输入系统有

$$s = \sum_{i=1}^{n-1} c_i x_i + x_n \tag{9}$$

将滑模存在条件式(8)拓宽至整个相空间(即广义滑模条件，系统同时满足可达性[4])，可得

$$s\dot{s} = s\boldsymbol{c}\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},t) < 0 \tag{10}$$

$$\boldsymbol{c} = [c_1 \quad c_2 \quad \cdots \quad c_{n-1} \quad 1] \tag{11}$$

式(10)为不等式条件，可采用趋近率约束系统到达切换面 $s=0$ 的品质，若采用等速趋近率：

$$\dot{s} = -\varepsilon \cdot \mathrm{sign}(s) \quad \varepsilon > 0 \tag{12}$$

式(12)使式(10)自然成立，并可得到等式：

$$\boldsymbol{c}\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},t) + \varepsilon \cdot \mathrm{sign}(s) = 0 \tag{13}$$

式中，sign()表示符号函数，用于 SMC 的开关切换. 由式(13)可解得控制切换函数 $\boldsymbol{u}(\boldsymbol{x})$. 对于本文算例，将状态方程式(4)代入式(13)(令 $\boldsymbol{f} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}$)，解得

$$\boldsymbol{u}(\boldsymbol{x}) = -(\boldsymbol{c}\boldsymbol{B})^{-1}[\varepsilon \cdot \mathrm{sign}(s) + \boldsymbol{c}\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}] \tag{14}$$

等效控制作用下的滑模运动方程[4]为

$$\left.\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{x}} &= [\boldsymbol{I} - \boldsymbol{B}(\boldsymbol{c}\boldsymbol{B})^{-1}\boldsymbol{c}]\boldsymbol{A}\boldsymbol{x} \\ s &= \boldsymbol{c}\boldsymbol{x} = 0 \end{aligned}\right\} \tag{15}$$

若使滑模状态反馈自治系统稳定，需式(15)系统特征根无正实部. 可给定一组滑模面参数 c，随后验证式(15)特征根条件是否成立. 参数 ε 取值可根据设计舵偏范围而定. 最终 SMC 参数设计如下 $\boldsymbol{c} = [100 \quad 50 \quad 2 \quad 1]$；$\varepsilon = 5$，闭环系统框图见图 2.

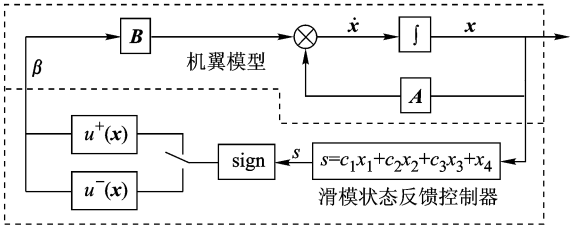


图 2 二元机翼 SMC 闭环系统框图

3 AFS 数值仿真分析

3.1 高于开环颤振速度的时域仿真与相轨迹

采用四阶精度龙格-库塔法，在 22.5 m/s(高于开环颤振速度 15.3%)状态数值求解时域响应，时间步长取为 1.5 ms，给定系统初始状态为 $h_0 = 0$；$\alpha_0 = 0.0175$ rad，即 1°；$\dot{h}_0 = 0$；$\dot{\alpha}_0 = 0$，时域仿真结果如图 3 所示.

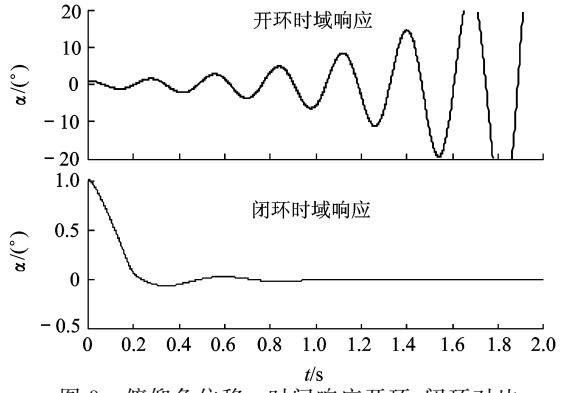


图 3 俯仰角位移 α 时间响应开环、闭环对比

从仿真结果来看，开环系统振荡发散. 接入 SMC 控制器，闭环系统稳定，并在 2.0 s 内振荡收敛. 图 4 为控制舵偏 β 的时间历程，在 0.173 s 时间内 β 是连续变化的. 此后，系统在两个控制函数间快速切换(数值计算的时间步长为 1.5 ms).

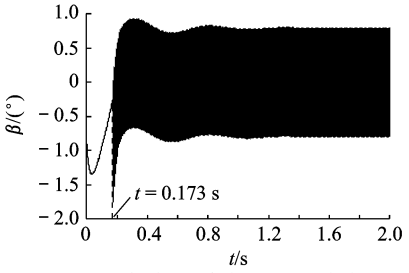


图 4 控制舵偏角 β 时间响应历程

绘制攻角 α 的相平面图及系统在控制函数 $u^+(\boldsymbol{x})$、$u^-(\boldsymbol{x})$ 作用下的状态轨线见图 5. 系统从初始状态出发，首先沿 $u^+(\boldsymbol{x})$ 作用下的轨线运动，在 $t=0.173$ s 运动至滑模面，此时控制律在 $u^+(\boldsymbol{x})$、$u^-(\boldsymbol{x})$ 间快速切换，系统状态在滑模面两侧穿行. 该过程揭示了 SMC 使系统稳定的机理：控制开关两端系统状态轨线的“结构”是不同的，开关切换时刻改变系统状态轨线的结构，使系统状态沿设计轨迹运动，并渐近稳定于平衡状态.

3.2 结构参数扰动下的时域仿真与相轨迹分析

对模型结构刚度拉偏，同时改变 k_h，k_α 取值：

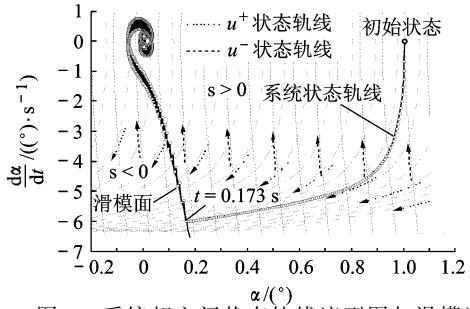


图 5 系统相空间状态轨线流型图与滑模运动

$k'_h=396\ \mathrm{N/m}$,$k'_\alpha=9.22\ \mathrm{N\cdot m/rad}$. k_h 的相对变化量为 $+10\%$,k_α 的相对变化量为 -10%,系统开环颤振速度计算值变为 18.2 m/s(相对参数拉偏前变化量为 -6.6%). 这种参数拉偏使系统颤振特性更为恶劣. 在 22.5 m/s 状态仿真见图 6.

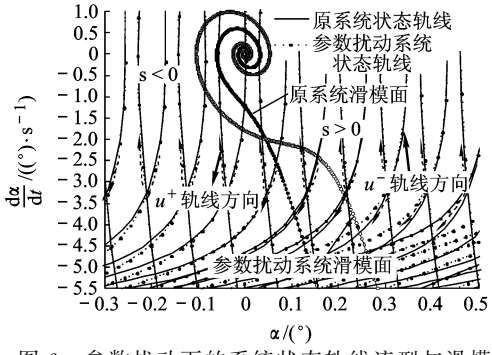


图 6　参数扰动下的系统状态轨线流型与滑模面变化

可见,参数拉偏会引起控制切换函数 $u^+(\boldsymbol{x})$、$u^-(\boldsymbol{x})$ 作用下的系统状态轨线形状发生变化,进而对滑模面形状也产生一定影响. 但参数拉偏并不改变状态轨线流型的拓扑结构. 原滑模控制器对参数拉偏系统仍具有控制效果(收敛于原点).

3.3　控制系统延时与 SMC 抖振现象

控制切换加入 5 ms 延时(四阶龙格-库塔法求解,时间步长取为 0.1 ms),α 时域响应见图 7.

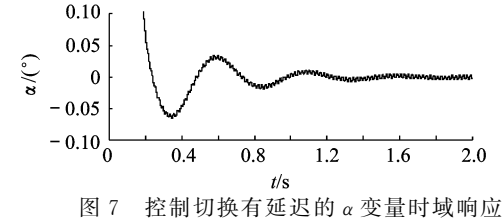


图 7　控制切换有延迟的 α 变量时域响应

可见,时域响应曲线存在抖动(见图 7). 系统状态轨线由于延时效应,出现“抖振”现象(见图 8). 理想的 SMC 系统,假设控制切换具有理想的开关特性(无时间延迟及空间滞后),则滑模运动是光滑的. 但真实系统的控制力总是有限的,驱动舵面偏转的电机频带宽也有限. 因此,“抖振”的削弱与控制是 SMC 能否实际应用的关键[10].

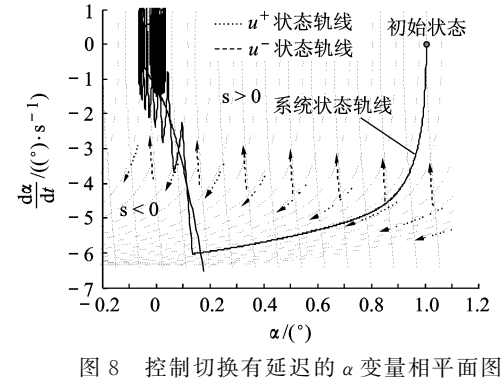


图 8　控制切换有延迟的 α 变量相平面图

4　结　论

本文以带后缘控制面的二元机翼模型为对象,采用滑模状态反馈控制方法实现了 AFS. 经数值仿真与分析得出以下几点结论:① SMC 方法适用于气动弹性系统的 AFS,并且具有鲁棒性;② SMC 带来的系统稳定性及鲁棒性,根源于控制切换两端状态轨线流型的拓扑结构;③ 控制切换延时较大时,会引起 SMC 系统的滑模运动“抖振”,使用中应加以注意.

参考文献(References)

[1] Perry B, Cole S R, Miller G D. Summary of an active flexible wing program[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(1): 10－15

[2] Pendleton E, Bessette D, Field P, et al. The active aeroelastic wing flight research program: technical program & model analytical development[R]. AIAA 98-1972, 1998

[3] Waszak M R, Srinathkumar S. Flutter suppression for the active flexible wing: control system design and experimental validation[R]. AIAA 92-2095, 1992

[4] 王丰尧. 滑模变结构控制[M]. 北京:机械工业出版社, 2001
Wang Fengyao. Variable structure control with sliding modes [M]. Beijing: Mechanical Industry Press, 2001 (in Chinese)

[5] Na S, Marzocca P, Librescu L, et al. Sliding mode aeroelastic control of supersonic 2-D flapped lifting surfaces[R]. AIAA 2007-2349, 2007

[6] Zhang H, Shi Z. Variable structure control of catastrophic course in airdropping heavy cargo[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(5): 520－527

[7] 陈桂彬, 邹丛青, 杨超. 气动弹性设计基础[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2004
Chen Guibin, Zou Congqing, Yang Chao. Elements of aeroelasticity design[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004 (in Chinese)

[8] Tadi M. State-dependent Riccati equation for control of aeroelastic flutter[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(6): 914－917

[9] Behal A, Marzocca P, Rao V M, et al. Nonlinear adaptive control of an aeroelastic two-dimensional lifting surface[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(2): 382－390

[10] 高存臣, 袁付顺, 肖会敏. 时滞变结构控制系统[M]. 北京:科学出版社, 2004
Gao Cunchen, Yuan Fushun, Xiao Huimin. Variable structure control of time delay systems[M]. Beijing: Science Press, 2004 (in Chinese)

(编　辑:李　晶)