http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0453

基于滑模观测器的机翼颤振主动抑制设计

宋晨[1,2,*], 王诗其[2], 杨超[2]

(1. 北京航空航天大学 无人系统研究院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 颤振主动抑制(AFS)是国际上普遍推崇的颤振问题解决方案,对现代飞行器设计具有重要意义。基于国际上滑模观测器的二维机翼 AFS 应用,以双后缘控制面真实机翼模型为对象,发展一种低阶滑模观测器的三维机翼 AFS 设计方法。该观测器性能优越、特点鲜明,但传统的设计流程繁琐,限制了其在高阶模型对象上的使用。本文借助线性二次型高斯(LQG)方法中的最优滤波器增益矩阵,提出一种简化的滑模观测器设计流程。结合气动弹性物理背景,使本文方法理论上能够应用于实践。算例对比分析结果表明,本文方法比 LQG 方法具有更好的抵抗噪声能力。

关 键 词: 气动弹性; 颤振主动抑制 (AFS); 线性二次型最优控制; 滑模控制; 滑模观测器
中图分类号: V215.3
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)06-1098-07

颤振是一种气动弹性动力学不稳定现象,往往会对飞行器结构带来灾难性后果,因而备受关注。传统的颤振抑制手段以被动地改变飞行器结构特性为主,诸如施加配重或增加结构刚度,这不可避免地造成结构增重,影响飞行器整体性能。颤振主动抑制(AFS)可以不显著影响结构特性,通过控制系统补偿来改变颤振耦合机制[1],是当前解决颤振问题的研究热点。其中,AFS 的主动控制律设计是关键。

伴随控制理论技术的发展,AFS 控制律设计方法经历了经典控制理论和现代控制理论阶段。目前,理论研究以现代控制理论方法为主,并呈现出方法多样化、多种方法融合的特点。其中,线性二次型高斯(LQG)方法是气动弹性主动控制备受关注的一种方法,在 20 世纪 90 年代,曾广泛地得到研究与讨论[2-4]。LQG 方法使用最优滤波器做状态估计,可以在控制过程中考虑控制输入与受控对象输出中的随机噪声干扰,该特点非常适用于气动弹性 AFS 和阵风减缓问题[4-5]。但是,LQG 控制律的高阶次以及控制效果对模型精度的依赖,使其工程应用受到限制。国内外大量研究致力于改善 LQG 方法的工程适用性[2-5]。

近年来,滑模控制(SMC)方法出现在气动弹性研究领域,并逐渐引起关注。国际上,Na 等[6-7]尝试使用滑模观测器做状态估计,实现气动弹性主动控制,并与 LQG 方法对比取得较满意的结果。有关滑模控制气动弹性应用的最新进展见文献[8]。国内方面,西北工业大学张惠媛、史忠科[9]将滑模变结构控制方法用于飞机抛物响应控制,较早地把这种方法用于气动弹性相关学科。笔者在前期工作中讨论了 SMC 方法应用于二维机翼 AFS 的控制机理[10-11],并使用 Utkin 滑模观测器实现了二维机翼的 AFS[12]。这些研究表明,SMC 方法适用于气动弹性主动控制,且该方法具有较强的鲁棒性[6-12]。特别是基于滑模观测器的方法,同 LQG 方法一样可以在控制设计中考虑随

收稿日期: 2016-05-26; **录用日期**: 2016-06-20; **网络出版时间**: 2016-10-17 09:54
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161017.0954.006.html
基金项目: 国家自然科学基金 (11402013); 中央高校基本科研业务费专项资金 (YWF-14-WRJS-004)
* **通讯作者**: E-mail: songchen@buaa.edu.cn

引用格式: *宋晨, 王诗其, 杨超. 基于滑模观测器的机翼颤振主动抑制设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(6): 1098-1104. SONG C, WANG S Q, YANG C. Active flutter suppression design of a wing based on sliding mode observer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(6): 1098-1104 (in Chinese).*

机噪声干扰,具有应用前景。但是这类观测器的常规设计过程较为繁琐,需多次坐标变换将受控对象方程转换为标准型[13]。当模型阶次较高时,有时难以设计出观测器参数。现有研究多见于二维机翼对象,暂未见用于三维真实机翼。

非定常气动力求解技术是气动弹性研究的基础。国内外关于 SMC 方法的气动弹性应用研究多以二维机翼为对象,其中非定常气动力多采用简化的准定常气动力理论或西奥道森频域气动力[6-14]。当对象扩展到三维机翼时,简化的气动力方法不再适用,非定常气动力理论发展了时域和频域 2 类方法。时域求解基于 CFD 技术,理论精度高,但计算耗时长,目前尚不适用于对实时性要求高的 AFS 控制和工程应用。以偶极子格网法为代表的频域非定常气动力方法兴起于 20 世纪 60 ~ 70 年代,因其效率高、工程适用性强,迅速在亚声速非定常气动力工程计算和气动弹性应用方面占据了主导地位。2003 年,美国学者 Yurkovich[15] 发表了一篇关于非定常气动力的重要综述,其中认为偶极子格网法仍将是未来若干年气动弹性领域亚声速非定常气动力工程应用的主流。

本文以二次型最优控制方法和滑模观测器为基础,借鉴 Na 等[6-7] 的思路,尝试新的滑模观测器设计流程和控制律设计方法。首先,利用二次型最优控制 LQG 方法设计状态反馈矩阵和观测器增益;然后,对比 LQG 方法与滑模观测器方法的控制框图,提出该观测器新的设计流程;最后,利用气动弹性系统的物理背景,对控制律进行分析与处理,使该方法理论上可以用于实践。本文的非定常气动力采用经典的偶极子格网法,结合有理函数拟合技术将其拓展至时域,从而能够将 SMC 方法的 AFS 应用推广至三维真实机翼模型,更具有一般性和工程意义。

1　模型描述

1.1　模型动力学特性

以某机翼风洞试验模型为对象(见图 1),研究其 AFS 控制律设计方法。该模型具有 2 个后缘控制面,分别由 2 个相同规格电机驱动。机翼为双梁结构,前、后梁共布置 3 个加速度传感器。该模型曾用于阵风响应减缓风洞试验研究[16]。

建立机翼的结构动力学有限元模型,由梁单元模拟机翼主梁刚度特性,集中质量单元模拟模型的质量分布。经地面振动试验校核与调试,用于颤振分析的模型前 6 阶弹性模态(除去面内模态)频率如表 1 所示。

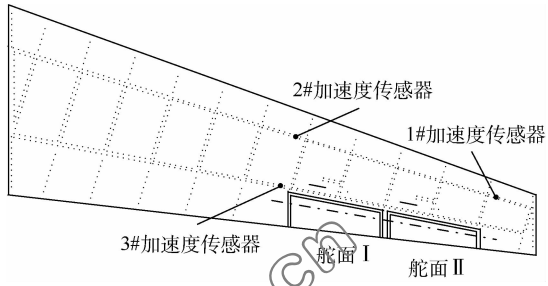


图 1　某机翼风洞试验模型结构示意图

Fig. 1　Schematic of wind-tunnel test model of a wing

表 1　动力学模型模态列表(翼根固支约束)

Table 1　List of vibration modes of dynamic model (cantilever restriction)

序号	模态名称	模态频率/Hz	试验值/Hz
1	一阶弯曲	1.61	
2	二阶弯曲	6.21	6.19
3	一阶扭转	14.75	14.85
4	三阶弯曲	16.48	16.65
5	四阶弯曲	27.60	27.91
6	二阶扭转	33.71	

1.2　运动方程建立

气动弹性系统无阻尼一般运动方程为[14]

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{s}}\ddot{\boldsymbol{q}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{c}}\ddot{\boldsymbol{\delta}}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{q}=\frac{1}{2}\rho V^{2}(\boldsymbol{Q}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{q}+\boldsymbol{Q}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{\delta}) \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{M}$、$\boldsymbol{K}$ 和 $\boldsymbol{Q}$ 分别为质量矩阵、刚度矩阵和广义非定常气动力矩阵;$\boldsymbol{q}$ 和 $\boldsymbol{\delta}$ 分别为广义自由度坐标向量和舵偏自由度向量;ρ 为气流密度;V 为空气来流速度,下标 s 表示与结构自由度相关,c 表示与控制自由度相关。

采用偶极子格网法计算频域非定常气动力,由最小状态法有理函数拟合(滞后根取正)可得[14,17]

$$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{ap}}(\bar{s})=\boldsymbol{Q}_{1}+\boldsymbol{Q}_{2}\bar{s}+\boldsymbol{Q}_{3}\bar{s}^{2}+\boldsymbol{H}(\bar{s}\boldsymbol{I}+\boldsymbol{\Gamma})^{-1}\boldsymbol{E}\bar{s} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{ap}}$ 为气动力有理函数拟合矩阵;$\boldsymbol{\Gamma}$ 为气动力滞后根对角阵;$\boldsymbol{H}$、$\boldsymbol{E}$ 和 $\boldsymbol{Q}_i$($i=1,2,3$)为拟合系数矩阵;$\boldsymbol{I}$ 为单位矩阵;$\bar{s}$ 为无量纲的拉氏变量。

取加速度过载为输出,输出方程为

$$\boldsymbol{y}_{\mathrm{s}}=\boldsymbol{n}_{z}=\frac{1}{g}\boldsymbol{\Phi}\ddot{\boldsymbol{q}} \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{n}_z$ 为 z 向加速度过载向量;g 为重力加速度;$\boldsymbol{\Phi}$ 为模态矩阵。

联立式(1) ~ 式(3),可得

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{s}}=\boldsymbol{A}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{s}}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{s}}\\ \boldsymbol{y}_{\mathrm{s}}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{s}}+\boldsymbol{D}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{s}}\end{cases} \tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{x}$ 为状态变量;矩阵 $\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$、$\boldsymbol{C}$ 和 $\boldsymbol{D}$ 为系数矩阵;$\boldsymbol{u}$ 为系统输入;$\boldsymbol{y}$ 为系统输出。

http://bhxb.buaa.edu.cn

取 $\boldsymbol{\delta}$ 为舵偏角向量，$\boldsymbol{x}_a$ 为气动力增广向量，则有

$$\dot{\boldsymbol{x}}_a = \boldsymbol{E}_q\dot{\boldsymbol{q}} - \frac{V}{b}\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{x}_a + \boldsymbol{E}_c\dot{\boldsymbol{\delta}} \tag{5}$$

式中：b 为参考半弦长。

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}_s = [\boldsymbol{q} \quad \dot{\boldsymbol{q}} \quad \boldsymbol{x}_a]^T \\ \boldsymbol{u}_s = [\boldsymbol{\delta} \quad \dot{\boldsymbol{\delta}} \quad \ddot{\boldsymbol{\delta}}]\end{cases}$$

电机的动态特性由三阶传递函数模拟，参数经测定，具体形式如下：

$$\frac{\delta_i}{u_{ci}} = \frac{13\times 2\pi}{s+13\times 2\pi}\cdot \frac{(11\times 2\pi)^2}{s^2+2\times 0.45\times 11\times 2\pi s+(11\times 2\pi)^2}$$

式中：u_{ci} 为电机输入。

将电机动态特性的三阶传递函数表示为状态空间方程的形式：

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}_c = \boldsymbol{A}_c\boldsymbol{x}_c + \boldsymbol{B}_c\boldsymbol{u}_c \\ \boldsymbol{y}_c = \boldsymbol{C}_c\boldsymbol{x}_c = \boldsymbol{u}_s\end{cases} \tag{6}$$

将式(4)与式(6)联立，得到广义受控对象：

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{C}\boldsymbol{x} = \boldsymbol{y}_s\end{cases} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_s & \boldsymbol{B}_s\boldsymbol{C}_c \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{A}_c\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{B}_c\end{bmatrix}$，$\boldsymbol{C}=[\boldsymbol{C}_s \quad \boldsymbol{D}_s\boldsymbol{C}_c]$，$\boldsymbol{x}=[\boldsymbol{x}_s \quad \boldsymbol{x}_c]^T$。随速度变化，系统矩阵 $\boldsymbol{A}$ 的特征根轨迹代表了系统的稳定性。其中，特征值实部由“负”变“正”时的速度点对应于开环的颤振速度，特征值虚部对应于颤振的圆频率。在 AFS 控制律设计与闭环系统综合分析之前，已通过系统特征根轨迹分析得到颤振速度为 37 m/s，颤振频率为5.6 Hz。

2 理论方法

2.1 线性二次型最优控制

考虑受控对象的状态空间一般运动方程为

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} \tag{8}$$

线性二次最优控制，即系统状态方程是线性的，指标函数 J 是状态变量和控制变量二次型积分。

$$J = \int_0^\infty (\boldsymbol{x}^T\bar{\boldsymbol{Q}}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{u}^T\bar{\boldsymbol{R}}\boldsymbol{u})\,\mathrm{d}t \tag{9}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{Q}}$ 和 $\bar{\boldsymbol{R}}$ 为加权阵。

最优控制设计要寻找一个状态反馈控制律：

$$\boldsymbol{u} = -\boldsymbol{K}_c\boldsymbol{x} \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{K}_c$ 为反馈增益阵。

式(10)使式(9)性能指标最优化[15]。线性二次调节问题对上述最优控制有唯一解，归结为代数黎卡提方程求解。

$$\boldsymbol{A}^T\boldsymbol{P} + \boldsymbol{P}\boldsymbol{A} + \bar{\boldsymbol{Q}} - \boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\bar{\boldsymbol{R}}^{-1}\boldsymbol{B}^T\boldsymbol{P} = \boldsymbol{0} \tag{11}$$

$$\boldsymbol{u}^* = -\bar{\boldsymbol{R}}^{-1}\boldsymbol{B}^T\boldsymbol{P}\boldsymbol{x} \tag{12}$$

式中：$\boldsymbol{u}^*$ 为最优控制律；$\boldsymbol{P}$ 为黎卡提方程的解。

状态反馈控制的实现依赖于系统状态变量是可测量的。而气动弹性系统状态变量通常为广义坐标，不具有明确的物理含义。因此，最优控制的实现需要状态观测器。

LQG 方法使用最优滤波器做状态估计，可以考虑随机噪声干扰。考虑具有随机性的系统：

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} + \boldsymbol{\varepsilon} \\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{C}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{\theta}\end{cases} \tag{13}$$

式中：$\boldsymbol{\varepsilon}$ 和 $\boldsymbol{\theta}$ 为不相关、零均值白噪声向量，且有

$$E\{\boldsymbol{\varepsilon}(t)\boldsymbol{\varepsilon}^T(\tau)\} = \boldsymbol{\Xi}\delta(t-\tau)$$

$$E\{\boldsymbol{\theta}(t)\boldsymbol{\theta}^T(\tau)\} = \boldsymbol{\Theta}\delta(t-\tau)$$

其中：$\boldsymbol{\Xi}$ 为与 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 对应的白噪声矩阵；$\boldsymbol{\Theta}$ 为与 $\boldsymbol{\theta}$ 对应的白噪声矩阵；$\delta(t)$ 为 dirac 函数。

最优滤波器的一般形式为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{x}}} = \boldsymbol{A}\hat{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} + \boldsymbol{K}_f(\boldsymbol{y} - \boldsymbol{C}\hat{\boldsymbol{x}}) \tag{14}$$

式中：$\boldsymbol{K}_f$ 为滤波器增益矩阵；$\hat{\boldsymbol{x}}$ 为状态变量的估计。

最优滤波器设计亦归结为黎卡提方程求解：

$$\boldsymbol{A}\boldsymbol{S} + \boldsymbol{S}\boldsymbol{A}^T + \boldsymbol{\Xi} - \boldsymbol{S}\boldsymbol{C}^T\boldsymbol{\Theta}^{-1}\boldsymbol{C}\boldsymbol{S} = \boldsymbol{0} \tag{15}$$

$$\boldsymbol{K}_f = \boldsymbol{S}\boldsymbol{C}\boldsymbol{\Theta}^{-1} \tag{16}$$

式中：$\boldsymbol{S}$ 为最优滤波器的黎卡提方程的解。

由分离原理，LQG 问题可分离为最优状态反馈设计和最优状态滤波估计问题[18]，最终框图如图 2 所示。

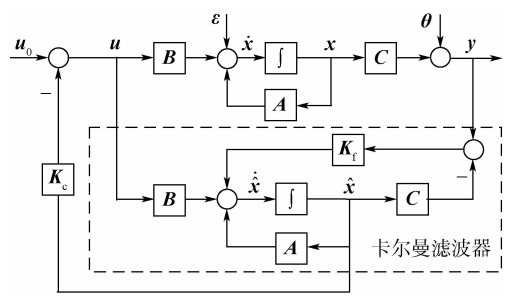


图 2 LQG 方法的估计器实现框图

Fig. 2 Realization block diagram of estimator of LQG method

2.2 滑模观测器

本文使用的观测器是由 Walcott 与 Żak 提出的一种具有 SMC 特点的状态观测器[13]，其状态估计误差满足滑模运动渐近稳定性，观测器的输入具有 SMC 的开关特性。该观测器的一般形式为

http://bhxb.buaa.edu.cn

$$\dot{\hat{\boldsymbol{x}}} = \boldsymbol{A}\hat{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} + \bar{\boldsymbol{G}}(\boldsymbol{y} - \boldsymbol{C}\hat{\boldsymbol{x}}) + \bar{\boldsymbol{P}}^{-1}\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\nu} \tag{17}$$

$$\boldsymbol{\nu} = \begin{cases} -\gamma(t,\boldsymbol{y},\boldsymbol{u})\dfrac{\boldsymbol{FCe}}{\|\boldsymbol{FCe}\|} & \boldsymbol{FCe} \neq 0 \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{FCe} = 0 \end{cases} \tag{18}$$

式中:$\bar{\boldsymbol{G}}$ 为使矩阵 $\boldsymbol{A}_0 = \boldsymbol{A} - \bar{\boldsymbol{G}}\boldsymbol{C}$ 具有稳定特征值的增益矩阵;$\bar{\boldsymbol{P}}$ 为满足 $\boldsymbol{A}_0$ 的 Lyapunov 方程的矩阵;$\boldsymbol{F}$ 为满足式(19)约束的矩阵;$\boldsymbol{\nu}$ 为滑模观测器的控制切换输入;$\boldsymbol{e} = \hat{\boldsymbol{x}} - \boldsymbol{x}$ 为估计误差向量;γ 为标量函数,且满足式(20)约束。

$$\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}} = \bar{\boldsymbol{P}}\boldsymbol{B} \tag{19}$$

$$\gamma(t,\boldsymbol{y},\boldsymbol{u}) \geqslant r\|\boldsymbol{u}\| + \alpha(t,\boldsymbol{y}) + \eta \tag{20}$$

式中:r 为可知标量;α 为可知函数;η 为正标量。

假设式(13)中的随机白噪声向量满足式(21),则

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{B}\boldsymbol{\xi} \tag{21}$$

$$\|\boldsymbol{\xi}\| \leqslant r\|\boldsymbol{u}\| + \alpha(t,\boldsymbol{y}) \tag{22}$$

因随机白噪声有界,故满足式(22)的 r 与 α 存在。

该观测器常规设计的难点与关键在于 $\bar{\boldsymbol{G}}$、$\bar{\boldsymbol{P}}$ 矩阵的确定,并且要求满足式(19)约束的 $\boldsymbol{F}$ 矩阵存在。文献[13]提供了算法与说明,但其参数矩阵计算非常繁琐,需多次坐标变换。对比式(17)与式(14)不难发现,该滑模观测器与最优滤波器相比增加了滑模控制切换输入项。当 $\boldsymbol{\nu} = \boldsymbol{0}$ 时,式(17)将退化为式(14),形式上与最优滤波器兼容。因此,这里提出一种简化的设计流程:

1) 对式(13)的一般运动方程设计最优滤波器,并令滤波器增益 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}$ 为滑模观测器的 $\bar{\boldsymbol{G}}$ 矩阵。

2) 寻找满足矩阵 $\boldsymbol{A}_0 = \boldsymbol{A} - \bar{\boldsymbol{G}}\boldsymbol{C}$ 的 Lyapunov 方程的 Lyapunov 矩阵对($\bar{\boldsymbol{P}}$,$\bar{\boldsymbol{Q}}_0$)。

$$\bar{\boldsymbol{P}}\boldsymbol{A}_0 + \boldsymbol{A}_0^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{P}} = -\bar{\boldsymbol{Q}}_0 \tag{23}$$

3) 利用式(19)约束条件,以 $\bar{\boldsymbol{P}}$、$\boldsymbol{B}$ 矩阵的乘积代替滑模观测器中的 $\boldsymbol{F}$、$\boldsymbol{C}$ 矩阵乘积项。

该设计流程不需受控对象方程坐标变换,参数矩阵的求解可应用成熟的商业软件,便于实现。但是需注意,该流程理论上无法保证 $\boldsymbol{F}$ 矩阵存在。由于 $\boldsymbol{F}$、$\boldsymbol{C}$ 矩阵以乘积的形式出现,得到的控制系统实际为半输出反馈、半状态反馈。下文将利用气动弹性的物理背景对控制系统加以处理,使半状态反馈部分的系统状态变量可测。按照上述流程与思路,得到半输出反馈、半状态反馈滑模控制器的闭环系统如图 3 所示。

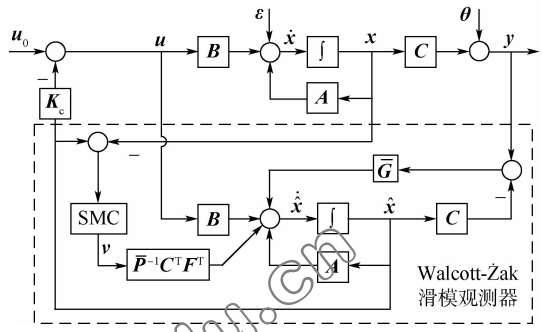


图 3　滑模观测器方法的估计器实现框图(半输出反馈)

Fig. 3　Realization block diagram of estimator of sliding mode observer (half output feedback)

3　数值仿真

以式(9)为目标的最优控制问题中,加权矩阵 $\bar{\boldsymbol{Q}}$、$\bar{\boldsymbol{R}}$ 的选取对设计结果有一定影响。$\bar{\boldsymbol{Q}}$ 反映了对系统状态响应的约束,$\bar{\boldsymbol{R}}$ 反映了对控制输入能量的约束(具体到本文对象,$\bar{\boldsymbol{R}}$ 与舵偏幅值相关)。以控制舵偏输入满足常规舵偏量级为原则,本文的 $\bar{\boldsymbol{Q}}$、$\bar{\boldsymbol{R}}$ 参考值调试选取如下:

$$\bar{\boldsymbol{Q}} = 0.001\boldsymbol{I}_{(n\times n)},\quad \bar{\boldsymbol{R}} = 5\,000\boldsymbol{I}_{(m\times m)}$$

式中:n 与 m 对应于 $\boldsymbol{x}$ 与 $\boldsymbol{u}$ 的维数。在本文的滑模观测器中,标量函数 γ 需要确定,其取值应满足式(20)约束。为简化设计,本文 γ 取为常值 0.5。

3.1　无噪声干扰时的控制效果

系统开环颤振速度为 37 m/s,在 42 m/s 速度状态进行 AFS 设计与仿真,临界稳定速度提高量约 13.5%。如图 2、图 3 所示构造闭环系统模型,在系统输入端 $\boldsymbol{u}_0$ 处施加图 4 所示脉冲激励。不考虑噪声干扰,时域仿真结果如图 5 ~ 图 7 所示。

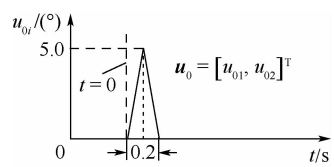


图 4　舵偏指令的三角脉冲激励

Fig. 4　Flap deflection command excited by delta impulse

从仿真结果来看,开环系统在脉冲激励输入下振荡发散,是不稳定的。接入 AFS 控制系统,闭环系统稳定,2 种方法均有效果。并且在无噪声干扰时,LQG 方法与滑模观测器方法设计的控制律得到几乎相同的时域响应。

3.2　随机噪声扰动下的控制效果对比

在系统控制输入指令中加入式(21)形式的状态变量随机噪声干扰 $\boldsymbol{\varepsilon}$。其中,$\boldsymbol{\xi}$ 取为均匀分布、随机白噪声向量,扰动幅度 ±0.3°。计算有噪

http://bhxb.buaa.edu.cn

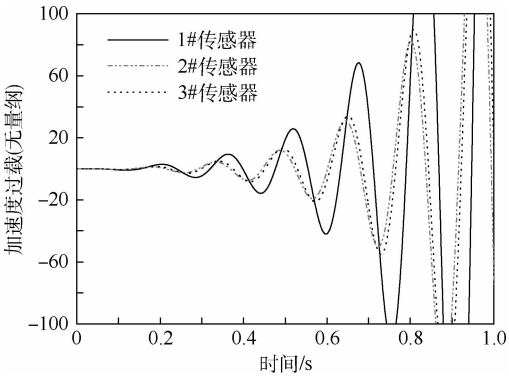


图 5 无控状态开环系统输出响应

Fig. 5 Open-loop output responses of system without control

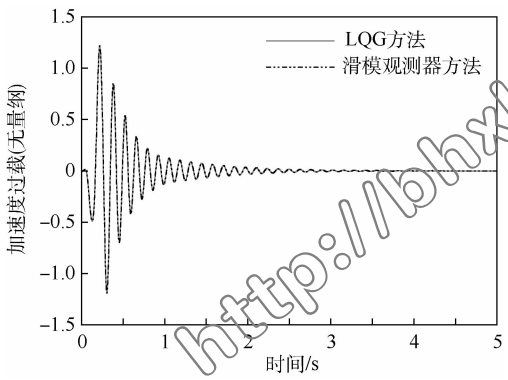


图 6 有控状态闭环系统输出响应(1#传感器)

Fig. 6 Closed-loop output responses of system with control (Sensor No. 1)

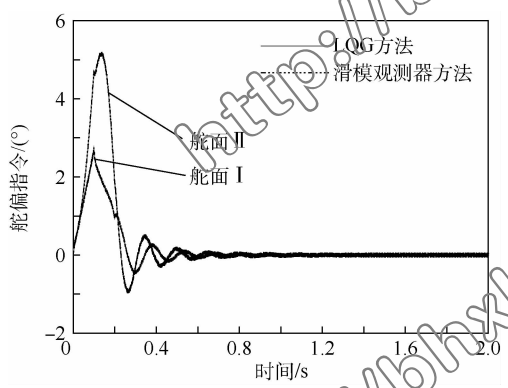


图 7 有控状态的舵偏指令时间历程

Fig. 7 Time histories of flap deflection command with control

声干扰情况下的闭环时域响应。仿真速度状态仍取为 42 m/s(高于颤振速度 13.5%)。

图 8 结果表明,状态变量有噪声干扰时,2 种方法的 AFS 控制系统均使系统稳定。滑模观测器方法的系统响应幅值明显小于 LQG 方法,表现出更好的抗噪能力。图 9 给出外侧舵面的时间响应历程,2 种方法的控制舵偏幅度相当,没有明显差异。但细致观察某一时间段,滑模观测器方法的控制输入中带有滑模观测器产生的高频信号,这是滑模观测器方法与 LQG 方法的主要不同。

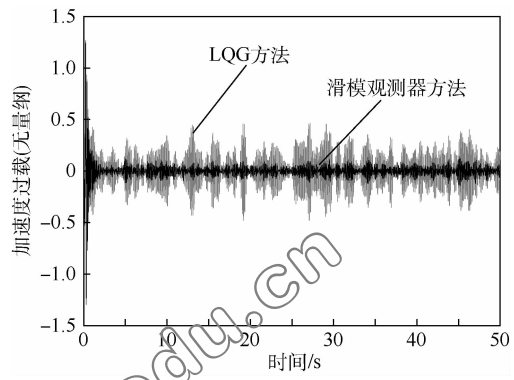


图 8 输入指令有噪声干扰时的闭环响应(1#传感器)

Fig. 8 Closed-loop responses of system with noise disturbance in input commands (Sensor No. 1)

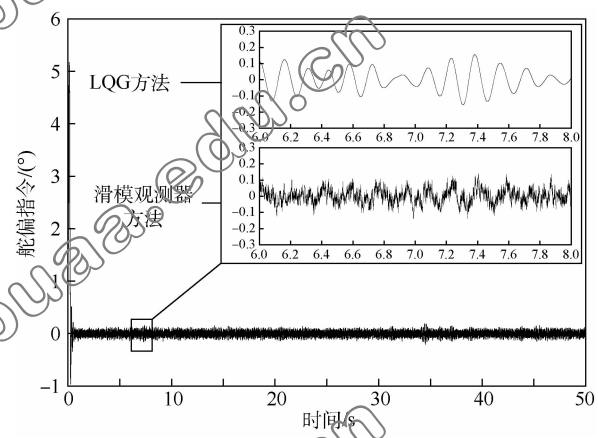


图 9 输入指令有噪声干扰时的舵偏指令时间历程(舵面Ⅱ)

Fig. 9 Time histories of flap deflection command with noise disturbance in input commands (Flap Ⅱ)

3.3 控制系统分析与全输出反馈

3.2 节数值仿真结果表明,图 3 所示基于滑模观测器的控制系统比 LQG 方法具有更好的抗噪能力。但是,半输出反馈、半状态反馈的控制系统仍然需要状态变量作为控制器输入,暂无法用于实际。有必要对控制系统做改进,使其输入全部可测量。

滑模观测器式(18)的控制切换可以表示为

$$\boldsymbol{\nu}(t) = \boldsymbol{L}(t,\boldsymbol{e})\boldsymbol{e}(t) \tag{24}$$

式中:$\boldsymbol{L}(t,\boldsymbol{e})$为控制切换的系数矩阵函数。

式(24)为非线性关系,但每个时刻滑模切换指令 $\boldsymbol{\nu}$ 仍可看作状态估计误差 $\boldsymbol{e}$ 的线性组合。可以认为 $\boldsymbol{\nu}$ 由与 $\boldsymbol{e}$ 相关的各阶分量组成。定义某个时域区间各阶状态变量对滑模切换指令的贡献量为

$$J_{ij} = (t_1 - t_0)^{-1}\int_{t_0}^{t_1} |L_{ij}(t,\boldsymbol{e})e_j(t)|\mathrm{d}t$$
$$i = 1,2,\cdots,m;\quad j = 1,2,\cdots,n \tag{25}$$

式中:L_{ij}为矩阵 $\boldsymbol{L}$ 中的元素;e_j 为状态估计误差分量。指标 J_{ij} 实际上反映了各阶状态分量在滑模

http://bhxb.buaa.edu.cn

控制指令中所占有的比重,计算结果见图 10。

计算结果可见,各状态变量对滑模观测器输入指令的贡献量不同,第 18 阶、20 阶状态变量是舵面Ⅰ滑模指令的主项;第 19 阶、21 阶状态变量是舵面Ⅱ滑模指令的主项。这几阶状态变量恰具有明确的物理含义(第 17 ~ 20 阶状态变量分别对应于舵面Ⅰ和舵面Ⅱ的角速度、舵面Ⅰ和舵面Ⅱ的角加速度),因而是可以测量的。由此可将图 3 控制律结构近似改写为全输出反馈形式,见图 11。

采用全输出反馈形式滑模观测器控制结构,在系统控制舵偏指令输入端加入 $-0.3° \sim +0.3°$ 噪声信号,同时在系统输出端加入 $-0.2g \sim +0.2g$ 噪声信号。系统时域响应对比如图 12 所示(系统输入、输出信号均有噪声)。可见,滑模观测器控制仍然有效,且动态响应的平稳性优于 LQG 方法。

本文数值仿真迭代均采用 0.001 s 时间步长,模拟闭环物理系统 1 kHz 采样率情形。该采样率对于目前的 PCB 传感器使用带宽而言是可以物理实现的。由于控制指令输入端已考虑舵机系统的动态特性,若不计数据传输过程中的系统延时,闭环系统的实时性主要取决于控制指令解算的实时性。基于当前的计算机硬件求解速度,参考以往同类型气动弹性试验测控系统的物理实现经

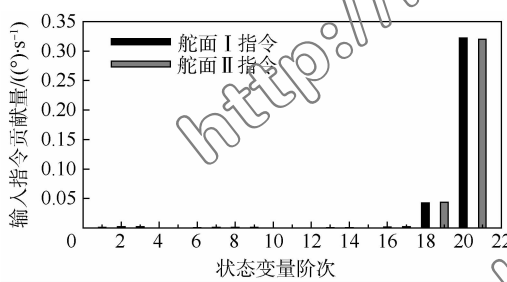


图 10　各阶状态变量对滑模观测器输入指令贡献量

Fig. 10　Contributions of different-order state variables to input commands of sliding mode observer

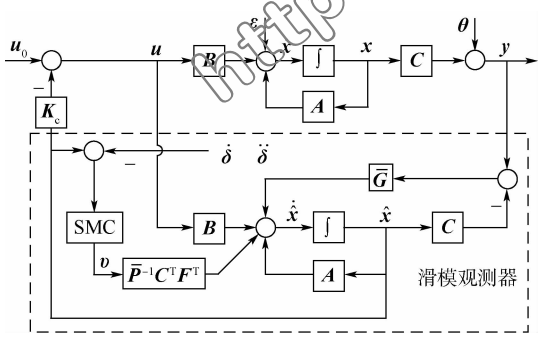


图 11　滑模观测器方法的全输出反馈实现

Fig. 11　Full output feedback realization of sliding mode observer

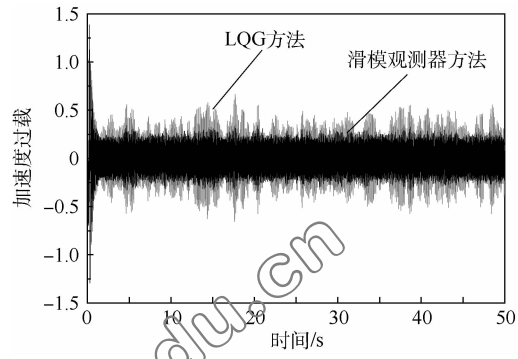


图 12　全输出反馈控制下的输入、输出均有噪声时域响应对比(1#传感器)

Fig. 12　Comparison of time domain responses of system with noise disturbance in both inputs and outputs under full output feedback control (Sensor No. 1)

验[16],试验条件下使控制指令解算速度满足采样率跟随性要求是可行的。

4　结　论

1)改进的滑模观测器设计流程简单,方法有效,可实现三维机翼的 AFS 控制律设计。

2)无噪声干扰时,该滑模观测器控制将退化为 LQG 的效果;有噪声干扰时,该方法在抵抗输入、输出噪声方面与 LQG 方法相比具有优势。

3)利用气动弹性物理背景,可使滑模观测器具有全输出反馈形式,从而理论上可以实现。

参考文献(References)

[1] THOMPSON G O, KASS G J. Active flutter suppression-An emerging technology[J]. Journal of Aircraft, 1972, 9(3): 230-235.

[2] MUKHOPADHYAY V. Flutter suppression digital control law design and testing for the AFW wind-tunnel model: AIAA-1992-2095[R]. Reston: AIAA, 1992.

[3] NISSIM E. Reduction of aerodynamic augmented states in active flutter suppression systems[J]. Journal of Aircraft, 1991, 28(1): 82-93.

[4] MAHESH J K, STONE C R, GARRARD W L, et al. Control law synthesis for flutter suppression using linear quadratic Gaussian theory[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1981, 4(4): 415-422.

[5] 吴志刚,杨超. 主动气动弹性机的颤振主动抑制与阵风减缓研究[J]. 机械强度,2003,25(1):32-35.
WU Z G, YANG C. Investigation on active flutter suppression and gust alleviation for an active aeroelastic wing[J]. Journal of Mechanical Strength, 2003, 25(1): 32-35(in Chinese).

[6] NA S, LIBRESCU L, MARZOCCA P, et al. Aeroelastic response of flapped wing systems using robust estimation methodology: AIAA-2004-1673[R]. Reston: AIAA, 2004.

[7] KIM K W, LEE B, NA S, et al. Comparative analysis of control

http://bhxb.buaa.edu.cn

performances applied to a 3-DOFs nonlinear supersonic lifting surface: AIAA-2008-1724[R]. Reston: AIAA, 2008.

[8] LEE K W, SINGH S N. Robust higher-order sliding-mode finite-time control of aeroelastic systems[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(5): 1664-1670.

[9] ZHANG H Y, SHI Z K. Variable structure control of catastrophic course in airdropping heavy cargo[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(5): 520-527.

[10] 宋晨,吴志刚,杨超. 二元机翼滑模变结构控制颤振主动抑制[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(11):1400-1403.
SONG C, WU Z G, YANG C. Sliding mode variable structure control of flutter suppression for a two-dimensional wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(11): 1400-1403(in Chinese).

[11] YANG C, SONG C, WU Z G, et al. Application of output feedback sliding mode control to active flutter suppression of two-dimensional airfoil[J]. Science China: Technological Sciences, 2010, 53(5): 1338-1348.

[12] SONG C, WU Z G, YANG C. Active flutter suppression of a two-dimensional airfoil based on sliding mode control method [C]// The 3rd International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics, Harbin, 2010.

[13] EDWARDS C, SPURGEON S K. Sliding mode control: Theory and applications[M]. London: Taylor & Francis, 1998.

[14] 杨超,吴志刚,万志强,等. 飞行器气动弹性原理[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2011.
YANG C, WU Z G, WAN Z Q, et al. Principles of aeroelasticity for air vehicles[M]. Beijing: Beihang University Press, 2011(in Chinese).

[15] YURKOVICH R. Status of unsteady aerodynamic prediction for flutter of high-performance aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 832-842.

[16] 陈磊,吴志刚,杨超,等. 多控制面机翼阵风减缓主动控制与风洞试验验证[J]. 航空学报,2009,30(12):2250-2256.
CHEN L, WU Z G, YANG C, et al. Active control and wind tunnel test verification of multi-control surface wing for gust alleviation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(12): 2250-2256(in Chinese).

[17] 宋晨,杨超,吴志刚. 3 种气动弹性状态空间建模方法的对比[J]. 航空学报,2007,28(Sup.):S81-S86.
SONG C, YANG C, WU Z G. Comparison of three aeroelastic state-space modeling methods[J]. Acta Aeronoutica et Astronautica Sinica, 2007, 28(Sup.): S81-S86(in Chinese).

[18] 吴敏,桂卫华,何勇. 现代鲁棒控制[M]. 2 版. 长沙:中南大学出版社,2006.
WU M, GUI W H, HE Y. Modern robust control[M]. 2nd ed. Changsha: Central South University Press, 2006(in Chinese).

作者简介:

宋晨　男,博士,讲师。主要研究方向:气动弹性与主动控制、结构强度。

Active flutter suppression design of a wing based on sliding mode observer

SONG Chen[1,2,*], WANG Shiqi[2], YANG Chao[2]

(1. Unmanned System Research Institute, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Active flutter suppression (AFS) is a worldwide well proposed solution for the flutter of aircraft, which plays an important role in modern aircraft design. Many studies have shed some light on the AFS usage of sliding mode control strategy and the sliding mode observer, acting on two-dimensional wings. Herein, a wind-tunnel model of an actual wing which has two tailing-edge flaps is selected to examine the effectiveness of a low-order sliding mode observer which will be applied to AFS design of 3D wing. This observer has superior performance and distinctive features. However, the traditional complicated design routine limits its application to high-order objects. A new simplified design procedure is proposed by using a gain matrix of the Kalman filter in linear quadratic Gaussian (LQG) method. Then, considering the physical property of aeroelasticity, the new method can be put into practice theoretically. Comparison analyses are given. The results indicate that the sliding mode observer method has a better noise resistance ability than the LQG method.

Keywords: aeroelasticity; active flutter suppression (AFS); linear quadratic optimal control; sliding mode control; sliding mode observer

Received: 2016-05-26; **Accepted**: 2016-06-20; **Published online**: 2016-10-17 09:54

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161017.0954.006.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11402013); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-14-WRJS-004)

* **Corresponding author**. E-mail: songchen@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn