

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0635

考虑舵机时滞的阵风减缓主动控制律设计

杨阳, 杨超, 吴志刚*, 戴玉婷

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对存在舵机时滞环节的气动伺服弹性系统, 提出基于 Padé 近似和线性二次高斯 (LQG) 控制的阵风减缓主动控制律设计方法。利用 Padé 近似将舵机中的时滞环节线性化为一个高阶传递函数并引入气动弹性模型, 建立线性的阵风减缓受控模型; 利用 LQG 控制方法对线性化模型设计阵风减缓主动控制系统, 并采用平衡截断法对所设计的控制系统进行降阶; 利用 Simulink 将所设计的控制系统引入非线性模型中, 得到 von Karman 连续阵风激励情况下系统的开/闭环响应情况。计算结果表明: 根据所提方法设计的阵风减缓主动控制律能有效降低原气动伺服弹性系统的阵风响应, 对研究对象机身过载的抑制在 15% 左右, 而对翼根弯矩的抑制达到 25% 以上。

关键词: 气动伺服弹性; 阵风减缓主动控制; 时间延迟; Padé 近似; 最优控制

中图分类号: V215.3

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)12-2236-09

阵风会改变飞机的有效迎角, 引起升力的突然变化, 从而产生涉及刚性运动和弹性变形的阵风响应^[1]。阵风响应会降低飞机的飞行品质, 而其所产生的内载荷会影响飞机的疲劳寿命, 甚至飞行安全^[2]。对于近年来迅速发展的大展弦比柔性飞机而言, 其大柔性、低翼载的特点使得阵风响应的影响尤为严重^[3]。而阵风减缓主动控制系统能有效降低飞机的阵风响应, 保证飞机的飞行安全。

近年来, 阵风减缓主动控制技术得到很大程度的发展。杨俊斌等^[4]利用经典 PID 控制减缓飞翼布局飞机的阵风响应, 并通过风洞试验进行验证。Liu 等^[5]利用基于模型预测的线性二次高斯 (Linear Quadratic Gaussian, LQG) 控制来减缓飞机的阵风载荷。Cook 等^[6]利用 H_∞ 控制来降低飞机的翼根弯矩。Alam 等^[7]利用具有反馈补偿的前馈控制来减缓飞机的翼根弯矩。Zhao 等^[8]利用飞机上安装迎角传感器信号采集阵风信息,

设计自适应前馈控制器来减缓大型运输机的翼根弯矩。这些控制方法均通过舵机驱动控制面偏转来抑制飞机飞行过程中的阵风响应。动态的控制过程要求舵机具有良好的频响特性。

然而, 对于一些小型无人机而言, 由于质量、空间及成本的限制, 所采用的小型伺服舵机多缺乏频响特性指标。利用所设计的舵机测试平台测试舵机^[9]的频响特性, 发现此种舵机多存在时滞环节。控制系统的时滞环节会降低系统的阵风响应减缓效果, 甚至影响系统的稳定性^[10]。因此, 在阵风减缓主动控制系统设计过程中必须考虑舵机时滞环节的影响。

目前, 针对时滞系统的控制方法通常采用 Smith 预测控制^[11]及相应的改进控制结构。然而此种方法要求一个精确的过程模型, 且对受控对象的参数变化敏感。唐功友^[12]所设计的时滞系统降维状态预测观测器和控制器也能将时滞项移至系统闭环结构之外, 然而要求受控对象可观可

收稿日期: 2019-12-18; 录用日期: 2020-01-21; 网络出版时间: 2020-02-14 15:03

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200214.1145.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (11672018)

* 通信作者: E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn

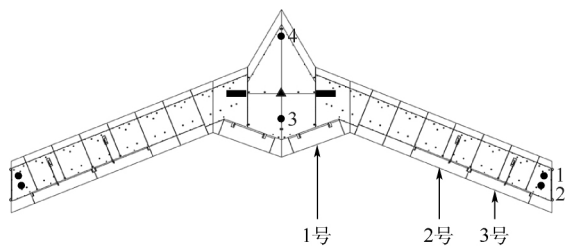
引用格式: 杨阳, 杨超, 吴志刚, 等. 考虑舵机时滞的阵风减缓主动控制律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2236-2244. YANG Y, YANG C, WU Z G, et al. Design of gust alleviation active control law considering time-delay of servo actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2236-2244 (in Chinese).

控。记忆控制和前馈补偿器^[13]能有效降低时滞和扰动对系统的影响,却需要扰动已知。而 Padé 近似^[14-18]可将时滞环节线性化,得到线性受控对象,并与各种控制系统设计方法相结合设计满足需求的控制系统。

本文将试验所得舵机传递函数中的时滞环节利用 Padé 近似进行线性化,将线性化后的舵机模型引入气动弹性系统中,利用 LQG 控制方法^[19-21]设计阵风减缓主动控制系统,并利用平衡截断法^[22-23]对控制系统进行降阶。利用 Simulink 将所设计的控制系统引入原非线性模型中进行仿真计算,以验证所设计的阵风减缓主动控制系统的有效性。

1 阵风减缓研究对象

本文的研究对象为一个带有 6 个后缘舵面及多个传感器的飞翼布局飞机模型(见图 1),每个舵面由一个作动器(Hitec-7954SH 舵机,该舵机的最大速率为 150 (°)/s)驱动。取飞机半模进行计算分析,其舵面及传感器编号如图 1 所示。利用 NASTRAN 软件对结构有限元模型进行动力学仿真,包括沉浮和俯仰两阶刚体模态及机翼一弯(4.59 Hz)、二弯(16.95 Hz)、一扭(26.42 Hz)及三弯(45.88 Hz)四阶弹性模态,并利用 ZAERO 计算速度 20 m/s、空气密度 1.225 kg/m³ 情况下的非定常气动力,分析此飞行状态下的阵风响应并设计相应的阵风减缓主动控制系统。



▲ 角速率计/角位移计/线位移计 • 加速度计 ■ 应变片

图 1 飞翼布局飞机结构模型及传感器舵机布置

Fig. 1 Structural model of flying-wing aircraft and arrangement of sensors and actuators

2 舵机系统的 Padé 近似

2.1 舵机的动态特性

利用所设计舵机频响特性测试平台测量模型中所用的伺服舵机 Hitec-7954SH 带负载(惯性载荷和气动载荷)情况下的动态特性,并根据试验数据利用 Levy 法^[24]对舵机系统进行辨识,得到舵机的传递函数如式(1)所示。舵机的传递函数中存在的时滞环节($e^{-0.1s}$)表示舵机的输出信号

与输入信号之间存在 0.1 s 的延迟。

$$G_a(s) = e^{-0.1s} G_l(s) = e^{-0.1s} \frac{19.58s^2 + 179.2s + 31260}{s^3 + 31.62s^2 + 1984s + 34100} \quad (1)$$

式中: $G_a(s)$ 和 $G_l(s)$ 分别为舵机的传递函数和舵机传递函数的线性环节。

2.2 舵机系统中时滞环节的 Padé 近似

Padé 近似可将时滞环节($e^{-\lambda s}$)线性化为一个有理函数连续系统,其近似公式^[18]为

$$e^{-\lambda s} = \frac{1 - \frac{1}{2}(\lambda s) + \frac{5}{44}(\lambda s)^2 - \frac{1}{66}(\lambda s)^3 + \dots}{1 + \frac{1}{2}(\lambda s) + \frac{5}{44}(\lambda s)^2 + \frac{1}{66}(\lambda s)^3 + \dots} \quad (2)$$

根据 Padé 近似公式,可将舵机的时滞环节拟合成一个高阶传递函数的形式。经过 Padé 近似线性化后的舵机传递函数为

$$G_p(s) = \frac{1 - \frac{1}{2}(0.1s) + \frac{5}{44}(0.1s)^2 - \frac{1}{66}(0.1s)^3 + \dots}{1 + \frac{1}{2}(0.1s) + \frac{5}{44}(0.1s)^2 + \frac{1}{66}(0.1s)^3 + \dots} G_l(s) \quad (3)$$

图 2 为将舵机的时滞环节($e^{-0.1s}$)拟合为一个 2~6 阶传递函数后舵机的阶跃响应和频率响应。由图 2(a)所示,时滞环节使得舵机的阶跃响应发生 0.1 s 的延迟,而经过 Padé 近似所得线性化舵机模型的阶跃响应在 0~0.1 s 内存在微小振动,0.1 s 之后二者响应保持一致。同时随着 Padé 近似阶数的升高,其振动的幅值降低,对时滞环节的近似效果更好。

由图 2(b)所示,经过 Padé 近似线性化后系统的幅频特性与包含时滞环节的舵机系统相一致,即 Padé 近似并不会改变系统的幅频特性。同时,Padé 近似能有效近似时滞环节所引起的相位滞后,但不同的近似阶数影响着一定频率范围内的近似精度。对于图 1 中所示飞翼布局飞机模型而言,阵风主要影响飞机的短周期模态(1.23 Hz)和机翼一弯模态(4.59 Hz)。由图 2(b)可知,4 阶以上的 Padé 近似所得线性系统的相频特性在 0~10 Hz 频率范围与时滞系统保持较好的一致性,而此频率范围满足阵风减缓主动控制系统的设计需求。因此,在满足阵风减缓主动控制系统设计频响需求的基础上,为了保证所建立受控对象的阶数不会过高,本文选用 4 阶 Padé 近似所得到的传递函数代替舵机中的时滞环节,建立线性化舵机模型,进行阵风减缓主动控制系统设计。

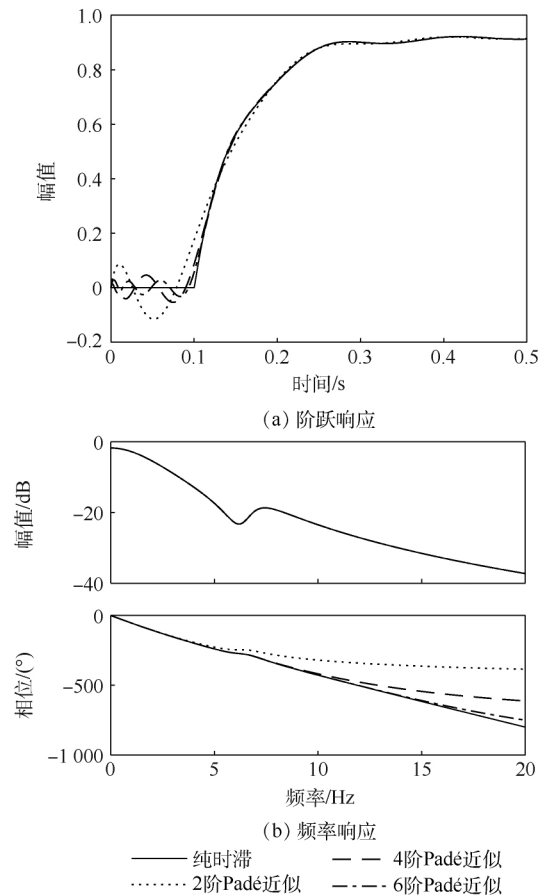


图2 包含纯时滞模型及2~6阶Padé近似模型的舵机阶跃和频率响应

Fig. 2 Step and frequency responses of actuator with pure time-delay model and 2~6 order Padé approximation models

3 气动伺服弹性系统建模流程

3.1 气动弹性系统建模

气动弹性系统的运动方程一般为

$$M_{\xi\xi}\ddot{\xi} + M_{\xi\delta}\ddot{\delta} + C_{\xi\xi}\dot{\xi} + K_{\xi\xi}\xi = F_{\xi\xi} + F_{\xi\delta} + F_{\xi w} \quad (4)$$

式中: ξ 为飞机刚体和弹性模态坐标; δ 为飞机舵面的偏转模态坐标; $M_{\xi\xi}$ 、 $C_{\xi\xi}$ 和 $K_{\xi\xi}$ 分别为广义质量、广义阻尼和广义刚度矩阵; $M_{\xi\delta}$ 为广义控制耦合质量矩阵; $F_{\xi\xi}$ 为飞机模态引起的非定常气动力; $F_{\xi\delta}$ 为舵面偏转引起的非定常气动力; $F_{\xi w}$ 为阵风引起的非定常气动力。

采用亚声速偶极子格网法^[25] 计算得到不同减缩频率下的广义非定常气动力矩阵, 利用最小状态法^[25] 进行有理函数拟合, 得到时域下的气动力系数矩阵, 再经过整理可得到气动弹性系统的状态空间方程:

$$\begin{cases} \dot{x}_{ae} = A_{ae}x_{ae} + B_{ae}\delta_{ae} + E_{ae}w_{ae} \\ y_{ae} = C_{ae}x_{ae} + D_{ae}\delta_{ae} + F_{ae}w_{ae} \end{cases} \quad (5)$$

式中: x_{ae} 为气动弹性系统的状态向量; δ_{ae} 为舵面偏转输入向量; w_{ae} 为阵风扰动输入向量; y_{ae} 为气动弹性系统的输出向量; A_{ae} 、 B_{ae} 、 C_{ae} 、 D_{ae} 、 E_{ae} 和 F_{ae} 分别为气动弹性系统的状态矩阵、舵机输入矩阵、阵风输入矩阵、输出矩阵、舵机前馈矩阵和阵风前馈矩阵。对于图1所示飞翼布局飞机其输出向量包括翼尖加速度(1号和2号)、机身加速度(3号和4号)、位移、角速率和角位移信号。

3.2 舵机系统建模

根据式(3)可以得到舵机系统的状态空间方程。单个舵机的状态空间方程如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_{ac} = A_{ac}x_{ac} + B_{ac}u_{ac} \\ \delta_{ac} = C_{ac}x_{ac} + D_{ac}u_{ac} \end{cases} \quad (6)$$

式中: x_{ac} 为舵机的状态向量; δ_{ac} 为舵机的偏转角; u_{ac} 为舵机的输入信号; A_{ac} 、 B_{ac} 、 C_{ac} 和 D_{ac} 分别为单个舵机的状态矩阵、输入矩阵、输出矩阵和前馈矩阵。

若气动弹性系统中包含 n 个舵机, 则舵机系统的状态空间方程如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_{as} = A_{as}x_{as} + B_{as}u_{as} \\ \delta_{as} = C_{as}x_{as} + D_{as}u_{as} \end{cases} \quad (7)$$

式中: x_{as} 为舵机系统的状态向量; δ_{as} 为舵面偏角度向量; u_{as} 为舵机系统的输入向量; $v_{as} = [v_{ac}^1 \ v_{ac}^2 \ \cdots \ v_{ac}^n]$, $v_{as} = x_{as} \mu_{as} \delta_{as}$, 且 $\delta_{as} = \delta_{ac}$; $M_{as} = \text{diag}[M_{ac}^1 \ M_{ac}^2 \ \cdots \ M_{ac}^n]$, $M_{as} = A_{as}$, B_{as} 、 C_{as} 、 D_{as} 、 A_{as} 、 B_{as} 、 C_{as} 和 D_{as} 分别为舵机系统的状态矩阵、输入矩阵、输出矩阵和前馈矩阵。

3.3 增稳控制系统建模

阵风减缓主动控制系统设计的对象为包含增稳控制的气动伺服弹性系统。对于图1所示飞翼布局飞机其增稳系统采用PID控制, 控制结构如图3所示。设置的参考信号(r)与模型的位移传感器信号(Z)之差作为增稳控制系统输入, 输出信号(u_{ac}^1)驱动1号舵面的舵机进行偏转, 其传递函数 $G_s(s)$ 为

$$G_s(s) = 9 + \frac{1}{2s} + 23 \frac{s}{100s^2 + 1} \quad (8)$$

将式(8)中的传递函数形式化为状态空间方程形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_{st} = A_{st}x_{st} + B_{st}y_{ae} \\ u_{ac}^1 = C_{st}x_{st} + D_{st}y_{ae} \end{cases} \quad (9)$$

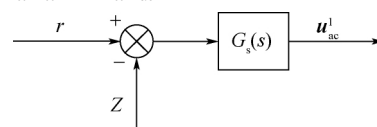


图3 增稳控制系统结构

Fig. 3 Stability augment control system

式中: x_{st} 为增稳控制系统的状态向量; y_{ac} 为增稳控制系统的输入向量; u_{ac}^1 为增稳控制系统的输出向量; A_{st} 、 B_{st} 、 C_{st} 和 D_{st} 分别为增稳控制系统的状态矩阵、输入矩阵、输出矩阵和前馈矩阵。

3.4 气动伺服弹性系统建模

根据式(5)和式(7)可得到开环情况下气动伺服弹性系统建模,如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{\text{op}} = \mathbf{A}_{\text{op}} \mathbf{x}_{\text{op}} + \mathbf{B}_{\text{op}} \mathbf{u}_{\text{as}} + \mathbf{E}_{\text{op}} \mathbf{w}_{\text{ae}} \\ \mathbf{y}_{\text{ae}} = \mathbf{C}_{\text{op}} \mathbf{x}_{\text{op}} + \mathbf{D}_{\text{op}} \mathbf{u}_{\text{as}} + \mathbf{F}_{\text{op}} \mathbf{w}_{\text{ae}} \end{cases} \quad (10)$$

式中: $x_{\text{op}} = [x_{\text{ae}} \ x_{\text{as}}]^T$; A_{op} 、 B_{op} 、 C_{op} 、 D_{op} 、 E_{op} 和 F_{op} 分别为开环气动伺服弹性系统的状态矩阵、舵机输入矩阵、阵风输入矩阵、输出矩阵、舵机前馈矩阵和阵风前馈矩阵。

在式(10)中引入式(9)所述的增稳控制系统,则阵风减缓主动控制系统的设计对象如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{\text{cl}} = \mathbf{A}_{\text{cl}}\mathbf{x}_{\text{cl}} + \mathbf{B}_{\text{cl}}\mathbf{u}_{\text{cl}} + \mathbf{E}_{\text{cl}}\mathbf{w}_{\text{ae}} \\ \mathbf{y}_{\text{ae}} = \mathbf{C}_{\text{cl}}\mathbf{x}_{\text{cl}} + \mathbf{D}_{\text{cl}}\mathbf{u}_{\text{cl}} + \mathbf{F}_{\text{cl}}\mathbf{w}_{\text{ae}} \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{x}_{\text{cl}} = [\mathbf{x}_{\text{op}} \quad \mathbf{x}_{\text{st}}]^{\text{T}}$; $\mathbf{u}_{\text{cl}} = [\mathbf{u}_{\text{ac}}^2 \quad \mathbf{u}_{\text{ac}}^3]^{\text{T}}$; \mathbf{A}_{cl} 、 \mathbf{B}_{cl} 、 \mathbf{C}_{cl} 、 \mathbf{D}_{cl} 、 \mathbf{E}_{cl} 和 \mathbf{F}_{cl} 分别为闭环气动伺服弹性系统的状态矩阵、舵机输入矩阵、阵风输入矩阵、输出矩阵、舵机前馈矩阵和阵风前馈矩阵。

4 阵风减缓主动控制系统设计

利用 LQG 控制方法^[14+15]对式(11)所示气动伺服弹性模型设计阵风减缓主动控制系统,其由 Kalman 状态估计观测器和状态反馈控制器 2 个部分组成^[21]。Kalman 状态估计观测器根据传感器所测系统输出估计气动伺服弹性系统的状态,估计的状态量经过所设计的状态反馈控制器生成控制信号,驱动 2 号舵面和 3 号舵面进行偏转。

所设计的阵风减缓主动控制系统如图 4 所示。其中 Kalman 状态估计观测器的参数 K_K 和阵风减缓最优控制器反馈参数 K_L 可通过求解黎卡提方程^[14-15] 获得。在控制器反馈参数的设计过程中选取合适的输出输入加权矩阵, 以达到阵风响应减缓效果。

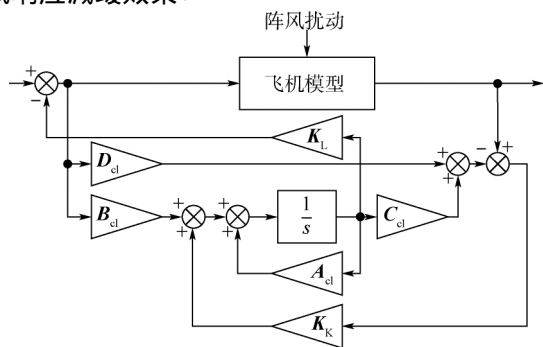


图4 阵风减缓主动控制系统

Fig. 4 Gust alleviation active control system

对图 1 所示飞翼布局飞机而言,其输出为翼尖加速度(1 号和 2 号)、机身加速度(3 号和 4 号)、位移、角速率和角位移信号,输入为 2 号和 3 号舵面的舵机输入信号。而所设计的阵风减缓主动控制系统目的为减缓飞机机身处的过载和翼根弯矩,同时保证整个控制过程中,舵面的偏角不大于舵机的可用偏角,即 $\pm 20^\circ$,以及舵机的偏转速率不大于 $150 (^{\circ})/s$,因此选取输入和输出的加权矩阵为

$$\begin{cases} \mathbf{Q} = \text{diag}[50 & 200 & 5\,000 & 9\,000 & 50 & 50 & 50] \\ \mathbf{R} = \text{diag}[90 & 90] \end{cases} \quad (12)$$

然而,基于 LQG 控制方法所设计的阵风减缓主动控制系统会与受控对象保持相同的阶数。对于气动伺服弹性系统而言,阶数往往较高,较高的控制律不利于物理实现。因此,采用平衡截断法对所设计的阵风减缓主动控制律进行降阶(14 阶)。

5 阵风减缓主动控制系统仿真分析

5.1 阵风减缓主动控制仿真

利用 Simulink 将第 4 节中所设计的经过降阶的控制系统引入到包含时滞环节的气动伺服弹性模型中进行仿真,分别计算开环和闭环情况下模型在 von Karman 连续阵风(阵风速度均方根为 1 m/s,阵风尺度为 760 m)激励下的响应,并根据力的叠加法计算图 1 所示应变片位置的翼根弯矩响应,从而验证根据线性化气动伺服弹性模型所设计的阵风减缓主动控制方案对于非线性模型的有效性。其仿真模型如图 5 所示,包括气动伺服弹性模型、增稳控制系统、阵风减缓主动控制系统及阵风成型滤波器。其中,阵风成型滤波器将输入的高斯白噪声生成与 von Karman 功率谱密度相吻合的时域连续阵风^[26]。图 6 为包含时滞环节的舵机仿真模型。

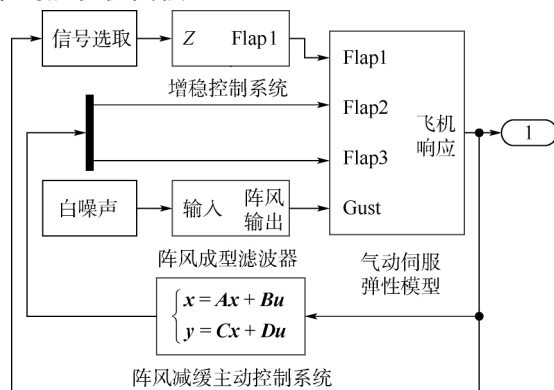


图5 阵风减缓主动控制系统仿真模型

Fig.5 Simulation model of gust alleviation active control system

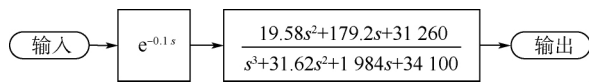


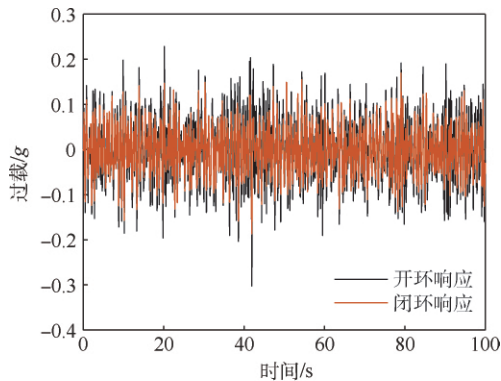
图6 舵机的仿真模型

Fig. 6 Simulation model of actuator

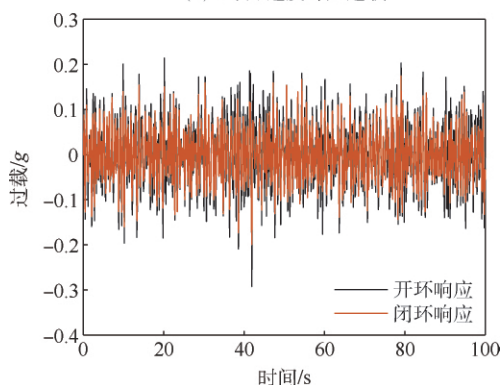
5.2 阵风减缓效果分析

根据式(2)将舵机的延迟后环节近似化为一个4阶的传递函数 构建式(11)所示的气动伺服弹性系统模型 并采用式(12)所示的加权矩阵利用LQG控制方法设计阵风减缓主动控制系统 并将所设计的控制系统进行降阶 计算3号、4号加速度计处的过载和翼根处的弯矩 如图7所示。并计算开/闭环状态下阵风响应的均方根值 如表1所示。

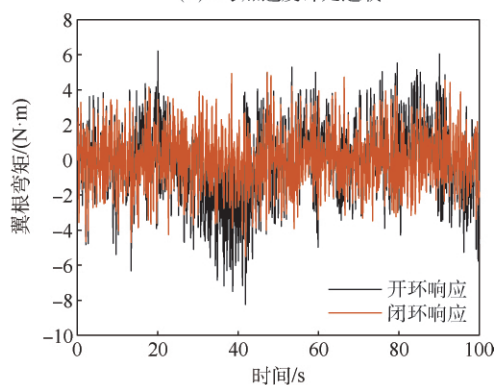
如图7所示 所设计的阵风减缓主动控制系



(a) 3号加速度计处过载



(b) 4号加速度计处过载



(c) 翼根弯矩

图7 气动伺服弹性模型的阵风响应

Fig. 7 Gust responses of aeroservoelastic model

统可以有效减缓机身加速度计处的过载响应 减缓效率均在15%左右 而对于翼根弯矩具有较好的减缓效果 效果达到25%以上。

表2中列出了所设计的阵风减缓主动控制系统对Padé近似化后的线性气动伺服弹性系统和包含时滞环节的非线性气动伺服弹性系统的阵风减缓情况。2种情况下的阵风减缓主动控制效果基本相同且所设计的阵风减缓主动控制系统对线性模型的减缓效果略大于非线性模型 说明Padé近似能有效模拟舵机中的时滞环节 并且所得结果较非线性模型而言并不保守。

由此可见 利用Padé近似将舵机中所存在的非线性时滞环节进行线性化 根据线性模型所设计的阵风减缓主动控制系统能有效减缓原模型的阵风响应。

表1 阵风响应的均方根及减缓效果

Table 1 Root-mean-square of gust responses and effects of gust alleviation

均方根	3号加速度计处过载/g	4号加速度计处过载/g	翼根弯矩/(N·m)
开环响应	0.071 2	0.071 7	2.294 8
闭环响应	0.058 1	0.062 3	1.645 8
减缓效率/%	18.39	13.11	28.28

表2 线性模型和非线性模型的阵风减缓效果

Table 2 Gust alleviation effects of linear model and nonlinear model

阵风响应	减缓效率/%	
	线性模型	非线性模型
3号加速度计处过载	18.40	18.39
4号加速度计处过载	13.16	13.11
翼根弯矩	28.30	28.28

5.3 Padé近似阶数对阵风减缓效果的影响

选取不同的Padé近似阶数替代舵机中的时滞环节 进行LQG阵风减缓主动控制系统设计。所设计的控制系统对包含时滞环节的气动伺服弹性系统的阵风响应减缓效率如表3所示。

表3 不同Padé近似阶数下所设计控制系统的阵风减缓效果

Table 3 Gust alleviation effects of designed control system based on different Padé approximation orders

近似阶数	减缓效率/%		
	3号加速度计处过载	4号加速度计处过载	翼根弯矩
2	8.57	-0.28	29.73
4	19.24	13.95	29.46
6	19.66	14.64	27.67
8	19.38	14.37	28.86
10	19.38	14.37	28.39

如图 2 所示, 过低的 Padé 近似阶数(2 阶)无法在主要气动弹性振动频率范围内准确描述舵机中所存在的时滞环节, 从而影响所建立的线性受控对象的准确性, 进而导致所设计的控制系统对于包含时滞环节控制对象的作用效果并不明显, 甚至会加剧某些响应。同时, 较高阶(4~10 阶)的 Padé 近似保证所建立的线性模型在主要气动弹性振动频率范围内与原时滞模型的频响特性具有较好的一致性, 从而保证所设计的阵风减缓主动控制系统均能较好地减缓原气动伺服弹性模型的阵风响应, 且其减缓效果相差并不大。因此, 在满足阵风减缓主动控制系统设计需求的条件下, 为了降低所建立受控对象的阶数, 从而降低所设计控制系统的阶数, 建议选取较低的 Padé 近似阶数进行控制系统设计。

5.4 控制律降阶对阵风减缓效果的影响

采用 LQG 控制方法所设计的阵风减缓主动控制系统具有较高的阶数, 对于 5.1 节中所述气动伺服弹性模型而言, 在选取 4 阶 Padé 近似的情况下, 控制系统高达 44 阶, 物理实现较为困难。因此采用平衡截断法对所设计的控制方案进行降阶。

对比控制系统降阶前后的频率响应, 选取输入为俯仰角扰动、输出为 Flap2 舵机控制信号和输入为位移扰动、输出为 Flap3 舵机控制信号的传递函数绘制 Bode 图, 如图 8 所示。在高于 14 阶的情况下, 在重要的弹性频率范围(0~10 Hz)内, 降阶系统与满阶系统具有较好的一致性, 而在低于 14 阶的情况下, 降阶后系统的幅值和相位与满阶系统相差较大。因而, 对于本文所设计的控制系统, 可利用平衡截断法将高阶的控制律降低到 14 阶。

表 4 列出了 4 阶 Padé 近似的情况下不同阶数控制系统对阵风响应的减缓效果。由此可见, 控制律的降阶会导致所设计控制系统的效果降低, 即导致阵风减缓效率降低。在控制律小于 14 阶的情况下, 由于降阶后控制系统与原系统的频响特性相差较大, 从而导致系统失稳, 即机身加速度计(3 号和 4 号)处的过载及翼根弯矩均产生发散。因此, 在阵风减缓主动控制系统设计过程中需要选择合适的降阶阶数, 在保证系统稳定和减缓效果的基础上, 选取较低的降阶阶数。

表 5 和表 6 列出了 6 阶和 8 阶 Padé 近似情况下, 控制律降阶对阵风减缓控制系统的影响。对比表 4~表 6 可知, 在不同的 Padé 近似阶数情况下, 降阶均会降低所设计控制系统的阵风减缓

控制效果。而对本文所设计的控制系统而言, 在选用较高阶 Padé 近似的情况下, 未在控制系统降至 12 阶时出现如表 4 所示的系统失稳, 但其对翼根过载的减缓效果出现了明显的下降。由此可见,

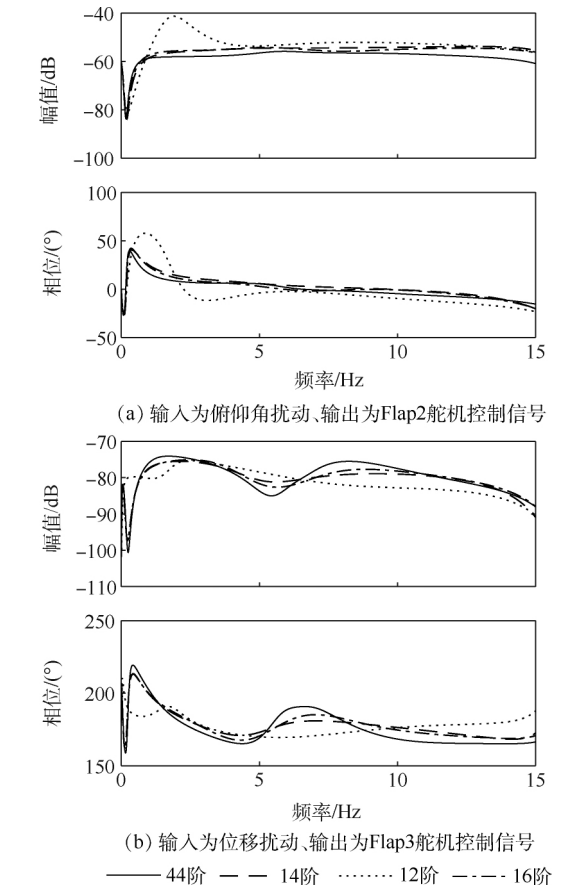


图 8 降阶前后控制系统的频率响应

Fig. 8 Frequency responses of control system before and after order reduction

表 4 控制律降阶对阵风减缓效果的影响

Table 4 Effect of order-reduction on gust alleviation		减缓效率/%		
降阶阶数	3 号加速度计处过载	4 号加速度计处过载	翼根弯矩	
12	—	—	—	
14	18.39	13.10	28.28	
16	18.40	13.11	28.76	
44	19.24	13.95	29.46	

注: —表示不稳定。

表 5 6 阶 Padé 近似情况下控制律降阶对阵风减缓效果的影响

Table 5 Effect of order-reduction on gust alleviation in case of 6-order Padé approximation		减缓效率/%		
降阶阶数	3 号加速度计处过载	4 号加速度计处过载	翼根弯矩	
12	7.56	0.50	24.13	
14	11.25	5.43	24.72	
16	19.31	14.22	27.22	
50	19.66	14.64	27.67	

表6 8阶Padé近似情况下控制律降阶对
阵风减缓效果的影响

Table 6 Effect of order-reduction on gust alleviation in
case of 8-order Padé approximation

降阶 阶数	减缓效率/%		
	3号加速度计处过载	4号加速度计处过载	翼根弯矩
12	7.37	12.00	25.04
14	10.70	4.35	26.09
16	19.31	14.06	28.22
56	19.38	14.37	28.86

Padé近似阶数对控制系统的降阶存在影响。对本文所述模型而言,选用4阶Padé近似在保证阵风减缓效果的条件下,使得降阶后所得控制律的阶数(14阶)小于6阶和8阶Padé近似的情况(16阶)。

5.5 阵风减缓主动控制系统鲁棒性分析

采用闭环回差矩阵的最小奇异值方法^[27]对降阶前/后所设计的阵风减缓主动控制系统进行鲁棒性分析,如图9所示。控制律降阶会影响低频处的最小奇异值,但在高频部分二者基本保持一致。

在全频率范围内,降阶前系统的最小奇异值为0.309,降阶后系统的最小奇异值为0.389。若取 $\sigma_M = 0.3$ 为系统鲁棒性性能约束,则所设计的阵风减缓主动控制系统在全频率段均具有较好的鲁棒性,且降阶并不会导致系统的鲁棒性变差。

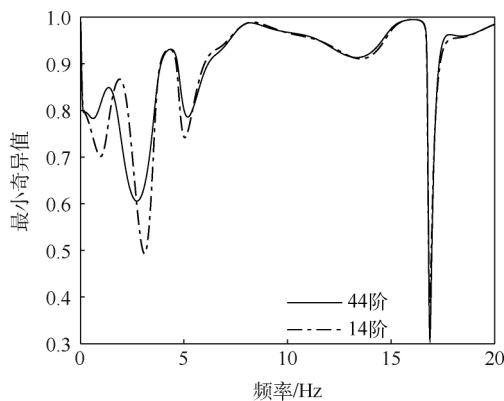


图9 降阶前后系统回差矩阵的最小奇异值

Fig. 9 Minimum singular value of closed-loop
system before and after order reduction

6 结 论

将基于舵机时滞环节线性化后得到的气动伺服弹性系统利用线性二次高斯控制方法所设计的阵风减缓主动控制律引入原包含舵机时滞环节的非线性气动伺服弹性系统中进行仿真计算,计算结果表明:

1) 所设计的阵风减缓主动控制系统能有效减缓包含时滞环节的气动伺服弹性模型的阵风响应(机身过载和翼根弯矩)。

2) Padé近似阶数对阵风减缓主动控制系统的设计存在影响。较低的近似阶数无法准确描述时滞环节在高频处所产生的相位滞后,从而导致所设计的控制系统对包含时滞环节受控对象的阵风响应减缓效果不明显,甚至可能加剧某些响应。因此,在控制系统设计过程中,所选择的Padé近似阶数需要保证线性化模型的频响特性在主要的气动弹性频率范围内与原模型保持较好的一致性。在此基础上选取较低的近似阶数保证所建立的受控对象及所设计的控制系统的阶数不会过高。

3) 控制律降阶会导致所设计的控制系统效果下降,甚至可能造成系统失稳。通过对比控制系统降阶前后的频响特性,选择合适的降阶阶数,使得降阶前后控制系统在重要的气动弹性频率范围内保持较好的一致性,从而保证降阶后阵风减缓主动控制系统仍有良好的控制效果。

参考文献 (References)

- [1] WRIGHT J R, COOPER J E. 飞机气动弹性力学及载荷导论 [M]. 姚一龙,译. 上海: 上海交通大学出版社, 2010: 281-313.
WRIGHT J R, COOPER J E. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads [M]. YAO Y L, translated. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2010: 281-313 (in Chinese).
- [2] 毕莹. 大展弦比飞机阵风减缓设计与试验研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2017: 1-40.
BI Y. Control law and wind tunnel test about gust alleviation of high-aspect-ratio aircraft [D]. Beijing: Beihang University, 2017: 1-40 (in Chinese).
- [3] FULLER J R. Evolution of airplane gust loads design requirements [J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(2): 235-246.
- [4] 杨俊斌, 吴志刚, 戴玉婷, 等. 飞翼布局飞机阵风减缓主动控制风洞试验 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(1): 184-191.
YANG J B, WU Z G, DAI Y T, et al. Wind tunnel test of gust alleviation active control for flying wing configuration aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(1): 184-191 (in Chinese).
- [5] LIU X, SUN Q, COOPER J E. LQG based model predictive control for gust alleviation [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 499-509.
- [6] COOK R G, PALACIOS R, GOULART P. Robust gust alleviation and stabilization of very flexible aircraft [J]. AIAA Journal, 2013, 51(2): 330-340.
- [7] ALAM M, HROMCIK M, HANIS T. Active gust load alleviation system for flexible aircraft: Mixed feedforward/feedback ap-

- proach[J]. Aerospace Science and Technology 2015 41: 122-133.
- [8] ZHAO Y H, YUE C Y, HU H Y. Gust load alleviation on a large transport airplane[J]. Journal of Aircraft 2016 53(6): 1932-1946.
- [9] 孙玉凯, 张仁嘉, 吴志刚, 等. 航模舵机的动态特性测试与系统辨识[J]. 北京航空航天大学学报 2020 46(2): 294-303. SUN Y K, ZHANG R J, WU Z G, et al. Dynamical tests and system identification of small UAV actuators[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2020 46(2): 294-303(in Chinese).
- [10] 杨建忠, 徐丹, 杨士斌, 等. 考虑非线性因素的阵风减缓系统建模与仿真[J]. 飞行力学 2018 36(4): 48-52. YANG J Z, XU D, YANG S B, et al. Modeling and simulation of gust alleviation system with system nonlinearity[J]. Flight Dynamics 2018 36(4): 48-52(in Chinese).
- [11] 黄伟, 李芹, 王志萍. 增益和相位补偿的双模 Smith 预估控制算法[J]. 上海电力学院学报 2011 27(6): 603-607. HUANG W, LI Q, WANG Z P. Research on dual-model Smith predictive control with gain and phase compensation[J]. Journal of Shanghai University of Electric Power 2011 27(6): 603-607(in Chinese).
- [12] 唐功友. 时滞系统的降维状态预测器及预测控制器设计[J]. 控制理论与应用 2004 21(2): 295-298. TANG G Y. Design of reduced-order predictive state observer and predictive controller for systems with time-delay[J]. Control Theory & Applications 2004 21(2): 295-298(in Chinese).
- [13] 唐功友, 雷靖, 孙亮. 控制时滞系统基于观测器的最优扰动抑制[J]. 控制理论与应用 2009 26(2): 209-214. TANG G Y, LEI J, SUN L. Observer-based optimal disturbance-rejection for linear systems with time-delay in control action[J]. Control Theory & Applications 2009 26(2): 209-214(in Chinese).
- [14] MATEJICKOVA K, BAKOSOVA M. Robust PI controller desing for a time-delay process[C]//Proceedings of 2013 International Conference on Process Control. Piscataway: IEEE Press, 2013: 480-485.
- [15] KIM I H, JEONG G J, SON Y I. An adaptive output feedback control for time-delay systems with input disturbance[C]//Proceedings of ICROS-SICE International Joint Conference 2009. Piscataway: IEEE Press 2009: 1742-1746.
- [16] NATORI K. A design method of time-delay systems with communication disturbance observer by using Padé approximation [C]//Proceedings of 2012 12th IEEE International Workshop on Advanced Motion. Piscataway: IEEE Press 2012: 1-6.
- [17] QIAN W M, HUANG R, HU H Y, et al. Active flutter suppression of a multiple-actuated-wing wind tunnel model[J]. Chinese Journal of Aeronautics 2014 27(6): 1451-1460.
- [18] 吕志民, 周茂林. 使用 Padé 近似式处理数字控制系统中的纯滞后[J]. 中山大学学报 2001 40(1): 114-115. LÜ Z M, ZHOU M L. Manipulation of the pure time delay in digital control system applying Padé approximation [J]. Acta Scientiarum Naturalium University Sunyatseni 2001 40(1): 114-115(in Chinese).
- [19] DORF R C, BISHOP R H. Modern control systems [M]. 12th ed. Upper Saddle River: Prentice Hall 2010: 835-908.
- [20] OGATA K. Modern control engineering [M]. 5th ed. Upper Saddle River: Prentice Hall 2010: 751-805.
- [21] 黄超. 柔性飞翼飞机颤振主动抑制系统建模、设计与验证 [D]. 北京: 北京航空航天大学 2018: 95-99. HUANG C. Modeling, design, and verification of active flutter suppression system acting on flexible flying-wing aircraft [D]. Beijing: Beihang University 2018: 95-99(in Chinese).
- [22] 熊纲, 杨超. 平衡截断法在气动伺服弹性系统模型降阶中的应用[J]. 航空学报 2001 22(2): 168-170. XIONG G, YANG C. Application of balanced truncation method on aeroservoelastic model reduction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica 2001 22(2): 168-170(in Chinese).
- [23] 尤明, 宗群, 曾凡琳, 等. 基于平衡截断方法的高超声速飞行器模型降阶[J]. 控制理论与应用 2014 31(6): 795-800. YOU M, ZONG Q, ZENG F L, et al. Model order reduction for hypersonic vehicle based on balanced truncate method [J]. Control Theory & Applications 2014 31(6): 795-800(in Chinese).
- [24] 朱盟, 曹国武, 张志伟, 等. 基于 Levy 法的气动舵机系统辨识[J]. 弹箭与制导学报 2011 31(6): 69-72. ZHU M, CAO G W, ZHANG Z W, et al. The system identification of pneumatic actuator based on Levy method[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance 2011 31(6): 69-72(in Chinese).
- [25] KARPEL M, MOULIN B. Dynamic response of aeroservoelastic systems to gust excitation [J]. Journal of Aircraft 2005 42(5): 1264-1272.
- [26] 肖叶伦, 金长江. 大气扰动中的飞行原理 [M]. 北京: 国防工业出版社 1993: 116-181. XIAO Y L, JIN C J. Flight principle in atmosphere disturbance [M]. Beijing: National Defense Industry Press 1993: 116-181(in Chinese).
- [27] LEHTOMAKI N, SANDELL N, ATHANS M. Robustness results in linear-quadratic Gaussian based multivariable control designs [J]. IEEE Transactions on Automatic Control 1981 26(2): 75-93.

作者简介:

杨阳 男, 博士研究生。主要研究方向: 气动弹性力学及主动控制。

杨超 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 气动弹性力学与控制。

吴志刚 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 气动弹性力学与控制。

戴玉婷 女, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 气动弹性力学与控制。

Design of gust alleviation active control law considering time-delay of servo actuator

YANG Yang , YANG Chao , WU Zhigang^{*} , DAI Yuting

(School of Aeronautic Science and Engineering , Beihang University , Beijing 100083 , China)

Abstract: For the aersevoelastic model including servo actuators with time-delay segment , the design method of gust alleviation control system is proposed based on Padé approximation and Linear Quadratic Gaussian (LQG) control method. Padé approximation was used to linearize the time-delay segment to a high-order transfer function , and then this function was introduced to an aeroelastic model to establish a linear controlled model of gust alleviation. The LQG method was applied to design a gust alleviation control system based on the linear model , and the order of control system was reduced by the balance truncation method. By using Simu-link , the designed control system was introduced to the nonlinear model to calculate the gust responses of open/closed systems under von Karman continuous gust model. The results showed that the gust alleviation control system based on the proposed method could effectively reduce the gust responses of the original model with time-delay. The overloads of the airplane were reduced by around 15% and the root bend moment was reduced by more than 25% .

Keywords: aeroservoelasticity; gust alleviation active control; time delay; Padé approximation; optimal control

Received: 2019-12-18; **Accepted:** 2020-01-21; **Published online:** 2020-02-14 15:03

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200214.1145.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11672018)

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