

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.06.008

二维翼段阵风载荷减缓主动控制

芮俊俊 于明礼 李明

(南京航空航天大学机电学院,南京,210016)

摘要:针对二维翼段阵风载荷减缓主动控制,设计了阵风发生器,以在垂直来流方向产生稳定的简谐流场。设计了次最优控制器,并考虑沉浮、俯仰方向的阻尼不确定因素以及超声电机建模时存在的误差,设计了 H_∞ 控制器。数值仿真与风洞实验表明:两种控制器均能对二维翼段阵风载荷起到减缓的作用。通过对比两种控制器的阵风载荷减缓效率发现:虽然在数值仿真中次最优控制器比 H_∞ 控制器具有更好的减缓效果,但风洞实验中 H_∞ 控制器的减缓效果更好,且实验结果与仿真结果更加吻合。

关键词:阵风发生器;阵风载荷减缓;次最优控制器; H_∞ 控制器

中图分类号: TB53; TH39; V211.47; V215.3

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2018)06-0788-08

Active Gust Load Alleviation Control of 2-D Airfoil

RUI Junjun, YU Mingli, LI Ming

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A set of gust load alleviation control system of a 2-D airfoil is presented. It starts with the design of gust generator, which can generate harmonic flow filed in perpendicular direction. Then, the paper introduces suboptimal controller and H_∞ controller. When designing the H_∞ controller, damping uncertainty in plunge and pitch direction and modeling error of ultrasonic motor are taken into consideration. The numerical simulation and wind tunnel test show that these two kinds of controllers can both alleviate gust load to airfoil. In addition, the comparison of suboptimal controller and H_∞ controller shows that the former is superior to the latter in numerical simulation, while the latter is more effective than the former in wind tunnel test. Besides, the actual results of H_∞ controller in wind tunnel test are closer to those of its simulation.

Key words: gust generator; gust load alleviation; suboptimal controller; H_∞ controller

飞机在大气飞行时常遭遇阵风和紊流的干扰,这种干扰会使飞机气动升力面的有效攻角发生改变,进而引起升力突然改变,降低驾驶员和乘客的安全性及舒适性。阵风干扰在机体上引起的动态载荷还会降低机体寿命。因此,合理确定阵风载荷并减缓阵风影响对确保飞机安全飞行具有重大的意义^[1]。

阵风载荷减缓(Gust load alleviation, GLA)的基本原理是通过传感器感受风场和飞机的运动状态,然后按照一定的规律操纵升降舵、对称襟翼等操纵面偏转,产生直接升力来减小阵风对飞行过载的影响^[2]。针对阵风载荷减缓主动控制,国内外已做过许多研究。为了引入合适的阵风载荷,梁鉴和金华等分别设计了 FL-12 和 FL-13 两套阵风发生

基金项目:国家自然科学基金(11102081)资助项目。

收稿日期: 2017-09-21; **修订日期:** 2017-12-01

通信作者: 于明礼,男,副教授, E-mail: meeyml@nuaa.edu.cn。

引用格式: 芮俊俊,于明礼,李明. 二维翼段阵风载荷减缓主动控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(6): 788-795.
RUI Junjun, YU Mingli, LI Ming. Active gust load alleviation control of 2-D airfoil[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(6): 788-795.

器^[3,4],朱博和吴志刚等对阵风发生器流场做了测量与分析^[5,6]。在控制器设计方面,主要有 LQR/LQG 和 H_∞ 两种控制理论^[7-13]。陈磊和吴志刚等还研究了多控制面机翼阵风减缓主动控制,并通过风洞实验进行了验证^[14]。

目前,学者们针对阵风载荷减缓主动控制做了丰富的理论分析和数值仿真研究,但在风洞实验验证方面有待于完善。因此,本文设计了一套阵风载荷减缓主动控制实验系统,将数值仿真与风洞实验相结合,并引入了次最优和 H_∞ 控制器。 H_∞ 控制器在设计时考虑沉浮、俯仰方向的阻尼不确定因素以及超声电机建模时存在的误差,在风洞实验中展现出更优的控制效果。

1 阵风发生器

1.1 阵风发生器结构设计

阵风发生器可在垂直方向产生稳定的简谐流场^[15],它主要由驱动机构、叶栅摆动机构和控制系统等组成。驱动机构见图 1,主要包括同步带轮、连杆、齿条、导轨和滑块等。连杆与同步带轮、连杆与齿条均通过螺栓调心轴承连接。另外,在同步带轮上开有 7 组与轴心距离不同的螺纹孔,用以改变曲柄的长度,以达到改变叶栅最大摆角的目的。

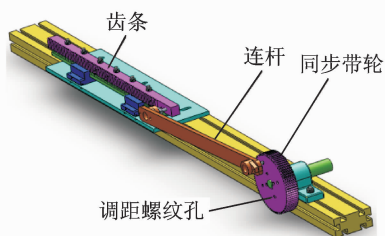


图 1 阵风发生器驱动机构

Fig. 1 Driving mechanism of gust generator

叶栅摆动机构见图 2,主要包括翼型、四杆机构以及用于驱动叶栅转动的齿轮。所采用叶栅为 3 组 NACA0018 的翼型,展长 300 mm,弦长 200 mm,叶栅轴心距离为 300 mm。中间叶栅为主动叶栅,通过四杆机构带动两侧从动叶栅,实现

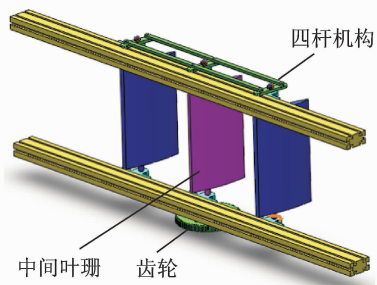


图 2 阵风发生器叶栅摆动机构

Fig. 2 Cascade swing of gust generator

同步运动。为保证叶栅高频摆动时的安全性,在另一侧增加一组连杆,形成对称的平行四边形。

控制系统包括三相变频电机和变频器。三相变频电机接 380 V 交流电,功率为 1.5 kW,具有恒功率调频和恒转速调频两种调速方式,变频器变频范围 0~500 Hz。为获得电机转速与变频器调频的关系,在电机上加装光电编码器,以测量电机的转速。

完整的阵风发生器如图 3 所示。为了使经过叶栅摆动产生的流场具有更好的稳定性,在叶栅的两端还设立了两片平行隔离反射板,用来减少外部气流的干扰。

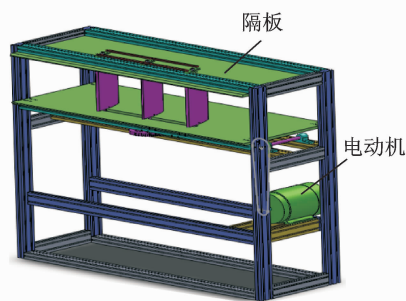


图 3 阵风发生器

Fig. 3 Gust generator

1.2 阵风发生器数值模拟

将传动机构等效为曲柄滑块机构,如图 4 所示。

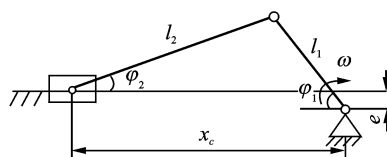


图 4 曲柄滑块机构

Fig. 4 Slider-crank mechanism

连杆 l_2 长度 400 mm,偏心距 e 1.47 mm,曲柄长度 l_1 为可变长度,通过调整螺栓轴承到同步带轮轴心的距离实现,如图 5 所示。

为增加叶栅的摆角范围,叶栅的驱动采用两种规格的齿轮,其模数相同,直径比为 1:2。表 1 为

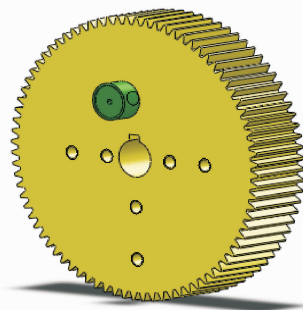


图 5 同步带轮

Fig. 5 Synchronous pulley

表1 曲柄长度与叶栅摆角

Tab. 1 The relation between crank length and blade angle

l_1/mm	$\theta/(\text{^\circ})$	$2\theta/(\text{^\circ})$
13.96	8	16
17.45	10	20
20.94	12	24
26.18	15	30
31.40	18	36
34.90	20	40
43.61	25	50

曲柄长度 l_1 和叶栅摆角 θ 的对应关系。

实验中由于传动机构存在较小的偏心距 $e = 1.47 \text{ mm}$, 叶栅为类简谐运动, 但由于该偏心距相比曲柄和连杆的长度较小, 叶栅的运动规律具有很好的简谐性。图6为叶栅实际运动与正弦曲线 $10\sin(2\pi t)$ 的对比。

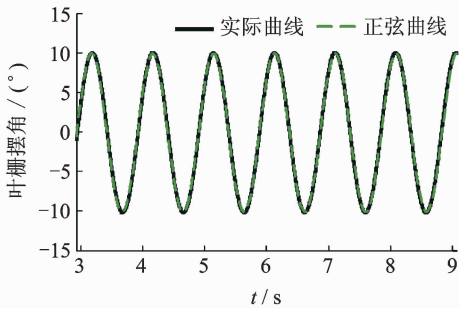


图6 叶栅实际运动与正弦曲线

Fig. 6 Actual and simulation motion of cascade

2 气动弹性模型

2.1 二维翼段模型

采用二维翼段作为实验模型, 超声电机为作动器带动后缘控制面, 如图7所示。其中 h 为沉浮位移, 向下为正, α 为主翼俯仰角, 顺时针为正, β 为控制面转角, 顺时针为正; b 为半弦长, 弹性中轴与弦中点的距离为 b , 控制面转轴到弦中点的距离为 b ; k_h, k_α 和 k_β 分别为沉浮刚度、俯仰刚度以及控制面偏转刚度。 \bar{a} 为弹性轴到弦中点的距离与半弦长的比值, \bar{c} 为控制面转轴到弦中点的距离与半弦长的比值。

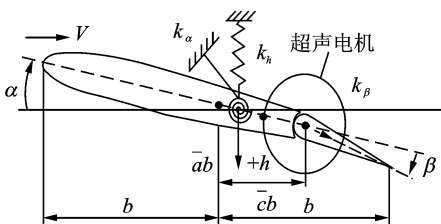


图7 二维翼段模型

Fig. 7 2-D airfoil section model

2.2 非定常气动力计算

基于 Theodorsen 定理, 二维翼段做简谐运动受到的气动升力 L_a 和对弹性轴的气动力矩 T_a 分别为^[2]

$$\begin{aligned}
 -L_a &= -\pi\rho_a b^2 s_p \times \\
 &\left[\dot{h} + V\dot{\alpha} - b\ddot{\alpha} - T_4\dot{\beta} \frac{V}{\pi} - \frac{b}{\pi} T_{11}\dot{\beta} \right] + \\
 &2\pi\rho_a V b s_p C(k) \left[V\alpha + \dot{h} + b(0.5 - \bar{a})\dot{\alpha} + \right. \\
 &\left. \frac{V}{\pi} T_{10}\beta + \frac{b}{2\pi} T_{11}\dot{\beta} \right] \\
 T_a &= \pi\rho_a b^2 s_p \left\{ b\ddot{h} - Vb(0.5 - \bar{a})\dot{\alpha} - \right. \\
 &b^2(0.125 + \bar{a}^2)\ddot{\alpha} - \frac{V^2}{\pi}(T_4 + T_{10})\beta + \\
 &\frac{Vb}{\pi}[-T_1 + T_8 + (\bar{c} - \bar{a})T_4 - 0.5T_{11}]\dot{\beta} + \\
 &(b^2/\pi)[T_7 + (\bar{c} - \bar{a})T_{11}]\dot{\beta} \left. \right\} + \\
 &2\pi\rho_a V b^2 s_p (\bar{a} + 0.5)C(k) \\
 &\left\{ V\alpha + \dot{h} + b(0.5 - \bar{a})\dot{\alpha} + (V/\pi)T_{10}\beta + \right. \\
 &\left. (b/2\pi)T_{11}\dot{\beta} \right\} \quad (1)
 \end{aligned}$$

式中: ρ_a 为空气密度, V 为来流风速, $C(k)$ 为 Theodorsen 函数, $T_i (i=1, 4, 7, 8, 10, 11)$ 为依赖于弹性轴位置和控制面铰链线性位置的 Theodorsen 常数。

基于 Küssner 函数和 Duhamel 积分, 二维翼段在阵风干扰下的气动升力 L_g 和对弹性轴的气动力矩 T_g 分别为

$$\begin{aligned}
 L_g &= 2\pi\rho_a V b \left[\omega_g(t) \varphi_g(0) + \int_0^t \omega_g(\sigma) \frac{d\varphi_g(t-\sigma)}{d\sigma} d\sigma \right] \\
 T_g &= 2\pi(0.5 + a)\rho V b^2 \left[\omega_g(t) \varphi_g(0) + \right. \\
 &\left. \int_0^t \omega_g(\sigma) \frac{d\varphi_g(t-\sigma)}{d\sigma} d\sigma \right] \quad (2)
 \end{aligned}$$

式中: ω_g 为阵风速度, $\varphi_g(t)$ 为 Küssner 函数, 其表达式为^[15]

$$\varphi_g(t) = 1 - \delta_3 e^{-\frac{\varepsilon_3 V t}{b}} - \delta_4 e^{-\frac{\varepsilon_4 V t}{b}} \quad (3)$$

当用超声电机施加控制后, 控制面的转角取决于超声电机输出轴的转角指令 β_c 。

超声电机二阶动力学方程

$$\ddot{\beta} + 2\omega_0 \zeta \dot{\beta} + \omega_0^2 \beta = k_0 \omega_0^2 \beta_c \quad (4)$$

式中: β 是超声电机的实际转角, k_0 是比例系数, ω_0 是固有频率, ζ 为阻尼比。

包含超声电机作动特性在内的二维翼段气动弹性运动方程为

$$\mathbf{M}_s \ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{D}_s \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}_s \mathbf{q} = \mathbf{F} + \mathbf{G}_s \beta_c \quad (5)$$

式中

$$\mathbf{M}_s = \begin{bmatrix} m & S_{ha} & S_{h\beta} \\ S_a & I_a & S_{a\beta} \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{D}_s = \begin{bmatrix} d_h & 0 & 0 \\ 0 & d_a & 0 \\ 0 & 0 & d_\beta \end{bmatrix}, \mathbf{q} = \begin{Bmatrix} h \\ \alpha \\ \beta \end{Bmatrix}$$

$$\mathbf{K}_s = \begin{bmatrix} k_h & 0 & 0 \\ 0 & k_\alpha & 0 \\ 0 & 0 & k_\beta \end{bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} -(L_\alpha + L_g) \\ T_\alpha + T_g \\ 0 \end{bmatrix}, \mathbf{G}_s = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_0 \end{bmatrix}$$

式中: m 为二维翼段的质量, $S_{h\alpha}$ 为翼段对弹性轴的质量静矩, $S_{h\beta}$ 为控制面对其转动轴的质量静矩, I_α 为翼段对弹性轴的转动惯量, $S_{\alpha\beta} = (c-b)S_{h\beta} + I_\beta$, I_β 为控制面对其转动轴的转动惯量, d_h, d_α 为相应阻尼系数, k_h, k_α 为相应刚度系数。控制面偏转阻尼 $d_\beta = 2\omega_0\zeta$, 控制面偏转刚度 $k_\beta = \omega_0^2, g_0 = k_0\omega_0^2$ 。

加入阵风后二维翼段增广系统状态空间方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\beta_c + \mathbf{G}_g\omega_g \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} \end{cases} \quad (6)$$

式中: \mathbf{A} 为系统矩阵, \mathbf{B} 为控制面输入矩阵, \mathbf{G}_g 为阵风输入矩阵, \mathbf{C} 为输出矩阵, 其中

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 2} & \mathbf{0}_{3 \times 2} \\ -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{K} & -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{D} & -\mathbf{V}^2\mathbf{M}^{-1}\mathbf{E}_c & \mathbf{V}^2\mathbf{M}^{-1}\mathbf{E}_g \\ \mathbf{V}\mathbf{K}_\alpha & \mathbf{D}_\alpha & \mathbf{V}\mathbf{Q}_\alpha & \mathbf{0}_{2 \times 2} \\ \mathbf{0}_{2 \times 3} & \mathbf{0}_{2 \times 3} & \mathbf{0}_{2 \times 2} & \mathbf{V}\mathbf{A}_g \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{M}^{-1}\mathbf{G}_s \\ \mathbf{0}_{4 \times 1} \end{bmatrix}, \mathbf{G}_g = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{8 \times 1} \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C} = \{ \mathbf{0}_{1 \times 2} \quad 1 \quad 1 \quad 1 \quad \mathbf{0}_{3 \times 2} \}$$

式中: 状态变量 $\mathbf{x} = [h \quad \dot{h} \quad \alpha \quad \dot{\alpha} \quad \beta \quad \dot{\beta} \quad x_{a1} \quad x_{a2} \quad x_{g1} \quad x_{g2}]^T$, 输出 $\mathbf{y} = [h \quad \alpha \quad \beta]^T$, x_{a1}, x_{a2}, x_{g1} 和 x_{g2} 为引入的气动力状态变量。

3 控制器设计

3.1 次最优控制器设计

由于所有气动力状态变量并不是都可测的, 最优控制难以实现, 本文采用基于输出反馈最优方法设计次最优控制器。反馈信号为 3 组可测信号: 沉浮位移 h 、俯仰角 α 和控制面偏转角 β 。受控动力学方程为

$$\beta_c = -\mathbf{K}_{con}\mathbf{Y} = -\mathbf{K}_{con}\mathbf{C}\mathbf{X} \quad (7)$$

式中: β_c 为控制面转角输入量, 设计次最优控制律就是寻求次最优反馈矩阵 \mathbf{K}_{con} , 使目标函数 J 达到极小, 即有

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (\mathbf{X}^T \mathbf{Q} \mathbf{X} + p\beta_c^2) dt \quad (8)$$

式中: \mathbf{Q} 为半正定加权矩阵, $p > 0$ 为加权系数。 \mathbf{Q} 由最小范数法求得。次最优反馈矩阵 \mathbf{K}_{con} 为

$$\mathbf{K}_{con} = \mathbf{F}^* \mathbf{C}^T (\mathbf{C}^T \mathbf{C})^{-1} \quad (9)$$

式中: \mathbf{F}^* 为常增益全状态反馈矩阵, 由 LQR 控制求出。

3.2 H_∞ 控制器设计

本文设计的另一种控制器采用的是乘法摄动模型的 H_∞ 控制器。图 8 和图 9 分别为标准 H_∞ 控

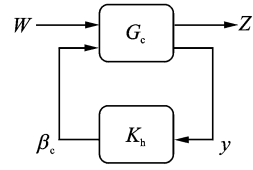


图 8 标准 H_∞ 控制系统

Fig. 8 Standard H_∞ control block system

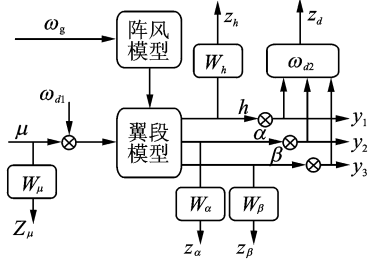


图 9 阵风载荷减缓 H_∞ 控制系统模型

Fig. 9 H_∞ control block of GLA

制系统和转换后的翼段模型 H_∞ 控制系统模块图。其中: ω_g 为加载的阵风速度, u 为控制输入, y_1, y_2 和 y_3 为 3 组测量信号, 即沉浮位移、俯仰角和控制面转角。 W_h, W_α 和 W_β 和分别表示机翼沉浮、俯仰和控制面偏转方向的乘法摄动大小, W_μ 为用来调整输入大小的加权函数, ω_{d1} 用于调节输入的响应速度, ω_{d2} 为干扰的动态特性, $z_h, z_\alpha, z_\beta, z_u$ 和 z_d 是保证乘法摄动鲁棒性的评价信号。

4 数值仿真

表 2 为模型实际参数及风洞实验条件参数。 S_p 为二维翼段的展长, 其他参数定义见上文。

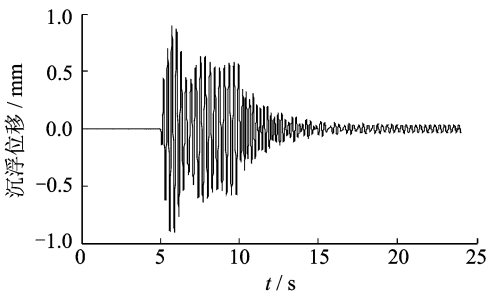
表 2 仿真参数

Tab. 2 Simulation parameter

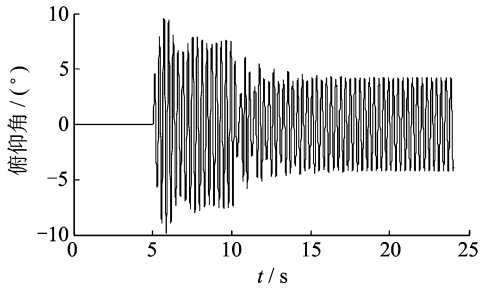
$b = 0.1 \text{ m}$	$S_{h\alpha} = 0.04976 \text{ kg} \cdot \text{m}$
$\bar{a} = -0.5$	$S_{h\beta} = 1.282 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}$
$\bar{c} = 0.5$	$S_{\alpha\beta} = 1.4973 \times 10^{-4} \text{ kg} \cdot \text{m}$
$S_p = 0.3 \text{ m}$	$I_\alpha = 3.326 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
$m = 2.433 \text{ kg}$	$d_h = 0.469$
$\omega_0 = 296.4874$	$d_\alpha = 0.00363$
$k_0 = 1.0132$	$k_h = 1735.3 \text{ N} \cdot \text{m}^{-1}$
$\zeta = 0.4222$	$k_\alpha = 3.06348 \text{ Nm} \cdot \text{rad}^{-1}$

图 10, 11 为来流风速为 12 m/s, 阵风速度峰值为 2.5 m/s, 阵风频率为 3 Hz 时, 翼段的阵风响应及施加次最优控制器和 H_∞ 控制器后的结果。

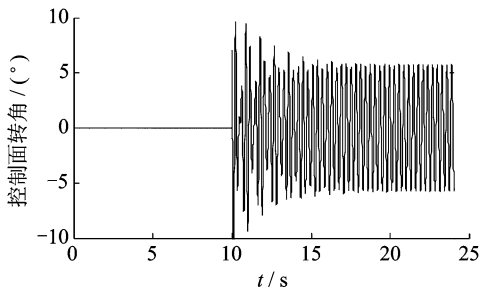
仿真结果表明: 两种控制器均可以减缓阵风载荷。如图 10 和图 11, 在翼段响应后的 10 s 施加控制器, 次最优控制器和 H_∞ 控制器可有效减小机翼沉浮位移和俯仰角的阵风响应幅值, 沉浮位移方向可以明显看出次最优控制器在减缓效果上比 H_∞



(a) Displacement in plunge direction of the 2-D airfoil



(b) Angle in pitch direction of the 2-D airfoil



(c) Angle of control plane of the 2-D airfoil

图10 次最优控制器仿真控制效果

Fig. 10 Simulation of GLA in suboptimal controller

控制器要更好;在俯仰方向次最优控制器的减缓效果也比 H_∞ 控制器好;两控制器所输出的控制面转角均在 $\pm 10^\circ$ 范围内且最终保持稳定。

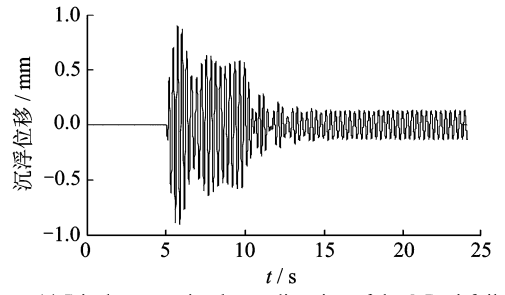
5 风洞实验

5.1 实验装置

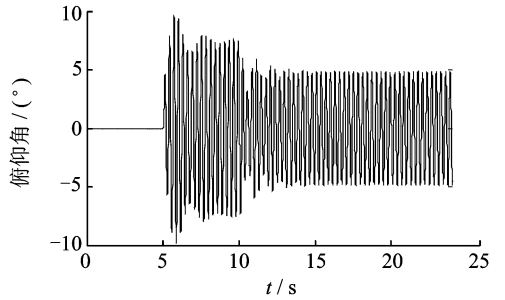
采用 PIV 流场测量设备对二维翼段轴线位置处的阵风速度峰值进行了测量。图 12 为 3 组来流风速下,叶栅摆幅与阵风速度峰值的对应关系。可以发现:在一定来流风速范围内且叶栅摆幅不大时,阵风速度峰值与叶栅摆幅基本呈线性关系。

采用超声电机驱动后缘控制面,超声电机采用 PID 控制。图 13 为超声电机对正弦信号 $10\sin(2\pi \cdot 5t)$ 的跟随效果。

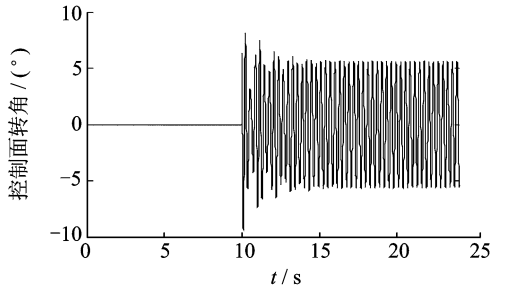
图 14 为整套实验装置及风洞,左侧为风洞口,接阵风发生器,阵风发生器后接二维翼段,二维翼段垂直放置,固定于安装架。阵风发生器及二维翼段的上下端部都安装有稳定流场的隔离反射板。本实验在南京航空航天大学空气动力学实验室完



(a) Displacement in plunge direction of the 2-D airfoil



(b) Angle in pitch direction of the 2-D airfoil



(c) Angle of control plane of the 2-D airfoil

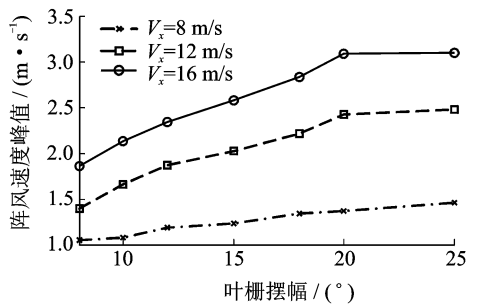
图 11 H_∞ 控制器仿真控制效果Fig. 11 Simulation of GLA in H_∞ controller

图 12 阵风速度峰值与叶栅摆幅对应关系

Fig. 12 The relation between gust amplitude and cascade swing amplitude

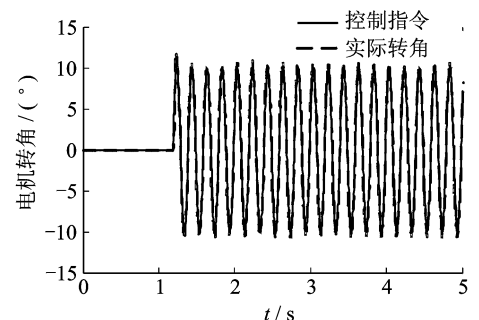


图 13 超声电机跟随效果

Fig. 13 The motion of ultrasonic motor

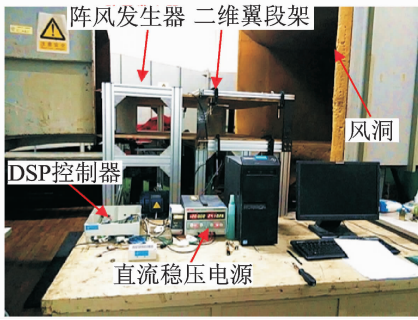


图 14 阵风实验装置及风洞

Fig. 14 The experimental device and tunnel

成。风洞开口试验段截面为矩形 1.5 m×1 m,试验段长度 1.7 m,最大风速 40 m/s,湍流度 0.08%。

实验中,首先开风洞,加载稳定的来流风速。此时,翼段不会发生振动。然后开阵风发生器,阵风发生器从静止到按设定的频率运动需要几秒的时间,这是翼段逐渐加载的过程。阵风发生器运行至稳定,翼段以固定的频率和幅值运动。最后施加控制,翼段到达另一个稳定运动的状态。

5.2 实验结果

风洞实验结果表明:当阵风频率为 1~6 Hz、来流风速 5~25 m/s 时,次最优控制器或 H_∞ 控制器对阵风载荷均有很好的减缓效果,尤其是当阵风频率在 3.36 Hz 和 5.19 Hz 附近时,此时减缓效果最为明显。因为所采用的二维翼段沉浮方向和俯仰方向的固有频率分别为 3.361 Hz 和 5.191 Hz,此时,二维翼段受阵风干扰发生共振现象。但是,当阵风频率小于 1 Hz 或高于 6 Hz 或来流风速小于 5 m/s 时,由于翼段本身受阵风载荷影响比较小,此时减缓效果并不明显。

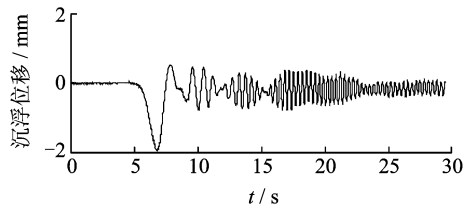
图 15—18 为来流风速为 12 m/s,阵风速度峰值为 2.5 m/s,阵风频率分别为 3 Hz,3.3 Hz 的实验结果。图 15 和图 16 为次最优控制、图 17 和图 18 为 H_∞ 控制下的实验结果。

定义阵风载荷减缓效率

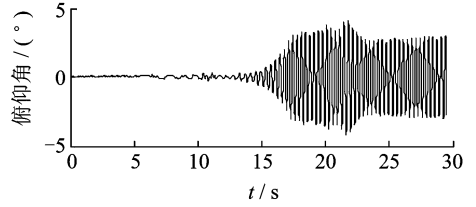
$$r = \frac{x_0 - x_1}{x_0} \times 100\% \quad (10)$$

式中: x_0 为未加控制时,加载阵风载荷稳定后翼段沉浮方向或俯仰方向阵风响应的最大幅值, x_1 则为加入控制后翼段沉浮方向或俯仰方向阵风响应的最大幅值。

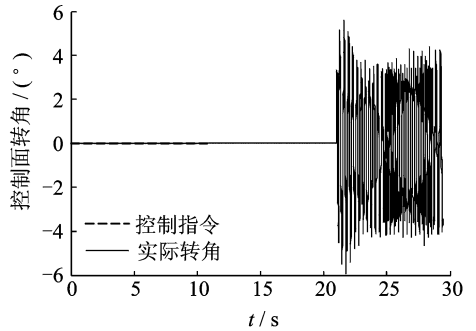
表 3 为固定阵风速度幅值为 2.5 m/s 和来流风速为 12 m/s,阵风频率分别为 3,3.3,5.1 和 7 Hz 时,统计出次最优控制器和 H_∞ 控制器分别在仿真和实验时阵风载荷减缓的平均效率并作对比。



(a) Displacement in plunge direction of the 2-D airfoil



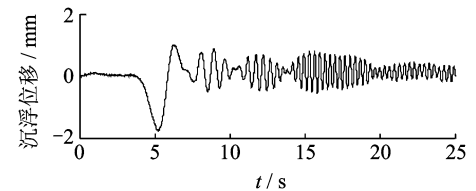
(b) Angle in pitch direction of the 2-D airfoil



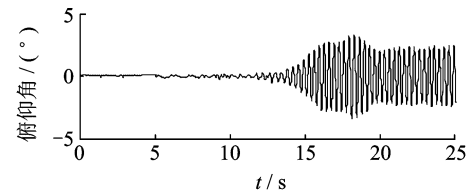
(c) Angle of control plane of the 2-D airfoil

图 15 $f=3$ Hz 次最优控制器风洞实验控制

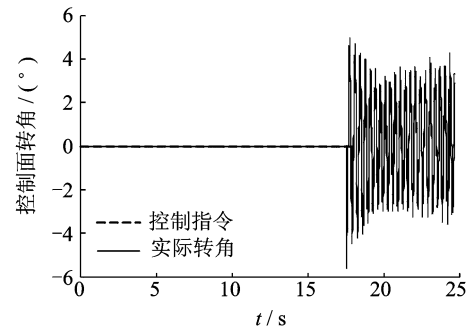
Fig. 15 Effect of suboptimal controller at $f=3$ Hz



(a) Displacement in plunge direction of the 2-D airfoil



(b) Angle in pitch direction of the 2-D airfoil



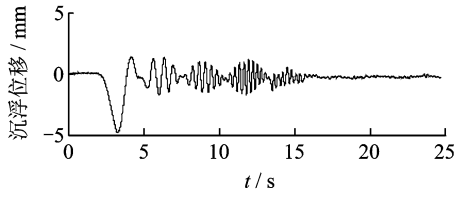
(c) Angle of control plane of the 2-D airfoil

图 16 $f=3.3$ Hz 次最优控制器风洞实验控制

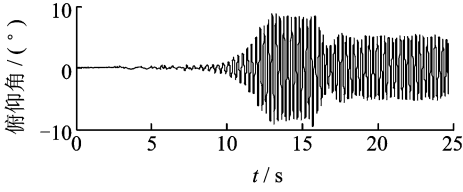
Fig. 16 Effect of suboptimal controller at $f=3.3$ Hz

表3 阵风载荷减缓平均效率对比

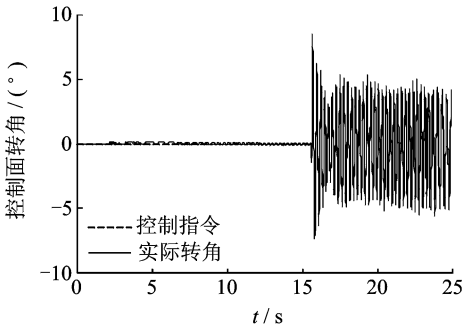
类别		仿真	实验	误差值 / %
次最优	沉浮	96.4	47.9	48.5
控制器	俯仰	55.8	30.6	25.2
H_∞	沉浮	86.0	78.8	7.2
控制器	俯仰	49.6	41.7	7.9



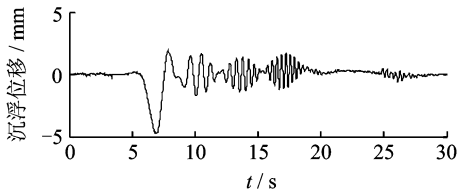
(a) Displacement in plunge direction of the 2-D airfoil



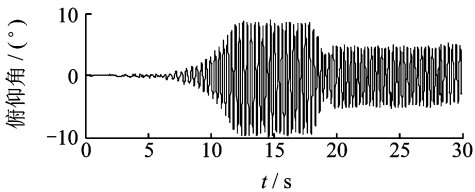
(b) Angle in pitch direction of the 2-D airfoil



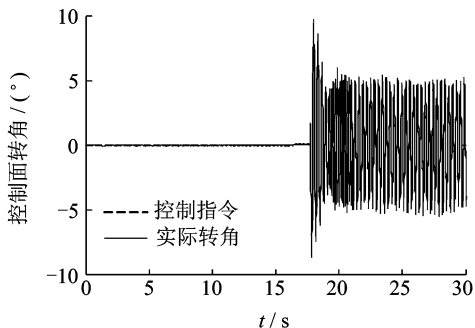
(c) Angle of control plane of the 2-D airfoil

图17 $f=3\text{ Hz}$ H_∞ 控制器实验控制效果Fig. 17 The effect of H_∞ controller at $f=3\text{ Hz}$ 

(a) Displacement in plunge direction of the 2-D airfoil



(b) Angle in pitch direction of the 2-D airfoil



(c) Angle of control plane of the 2-D airfoil

图18 $f=3.3\text{ Hz}$ H_∞ 控制器实验控制效果Fig. 18 The effect of H_∞ controller at $f=3.3\text{ Hz}$

仿真结果和实验结果同时表明:两种控制器均可以减缓阵风载荷,通过对比发现:仿真中次最优控制器比 H_∞ 控制器具有更好的阵风载荷减缓效果,但实验中 H_∞ 控制器比次最优控制器效果更好,且实验结果和仿真结果更加接近。这是因为次最优控制在设计时,当阵风载荷和翼型参数严格确定之后,最优化的设计控制器,最大程度的减缓阵风载荷。而 H_∞ 控制在设计时,考虑了沉浮方向和俯仰方向的阻尼不确定因素以及超声电机建模时存在的误差,提高了模型对动态干扰的鲁棒性,实际控制效果优于次最优控制器。此外次最优控制器的控制率是根据3组可测的反馈信号即沉浮位移 h 、俯仰角 α 和控制面偏转角 β 实时计算出的,但在实验环境下传感器采集的数据中含有噪声、时滞等影响且实验参数存在测量误差,所以次最优控制器的实际控制效果相比仿真结果有一定的偏差。

6 结束语

本文采用二维翼段作为阵风载荷减缓主动控制的研究对象,设计了一套完整的实验系统。将数值仿真与风洞实验相结合,实际验证了阵风载荷减缓效果。风洞实验结果表明:两种控制器均能对阵风载荷起到减缓的作用,但通过对比两种控制器的阵风载荷减缓效率发现: H_∞ 控制器比 LQR 控制器具有更优的载荷减缓效果,且实验结果与仿真结果更加接近。因为 H_∞ 控制器设计时,考虑了沉浮方向、俯仰方向的阻尼不确定因素以及超声电机建模时存在的误差,提高了模型对动态干扰的鲁棒性。

参考文献:

- [1] 莱特 J R, 库珀 J E. 飞机气动弹性力学及载荷导论 [M]. 上海:上海交通大学出版社,2011.
WRITE J R, COOPER J E. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2011.
- [2] 赵永辉, 黄锐. 高等气动弹性力学与控制 [M]. 北京:科学出版社,2015.
ZHAO Yonghui, HUANG Rui. Advanced aeroelasticity and control [M]. Beijing: Science Press, 2015.

- [3] 梁鉴,唐建平,杨远志. FL-12 风洞突风试验装置研制[J]. 实验流体力学,2012,26(3):95-100.
LIANG Jian, TANG Jianping, YANG Yuanzhi. The development of gust generators in FL-12 wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(3):95-100.
- [4] 金华,王辉,张海西,等. FL-13 风洞突风发生装置研究[J]. 空气动力学学报,2016,34(1):41-46.
JIN Hua, WANG Hui, ZHANG Haiyou, et al. Investigation on gust response test apparatus in FL-13 wind tunnel [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2016, 34(1):41-46.
- [5] 朱博,刘琴,屈晓力,等. 阵风发生装置流场测量与分析[J]. 实验流体力学,2013,27(6):77-80.
ZHU Bo, LIU Qin, QU Xiaoli, et al. Measurement and analysis of a gust generator flow field in wind [J]. Journal of Experiment in Fluid Mechanics, 2013, 27(6):77-80.
- [6] 刘晓燕,吴志刚,杨超,等. 阵风发生器流场特性分析与试验验证[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(7):804-807.
LIU Xiaoyan, WU Zhigang, YANG Chao, et al. Flow field analysis and experimental investigation on gust generator [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(7):804-807.
- [7] BABBAR, SURYAKUMAR V S, STRGANAC T W. Measurement and modeling of nonlinear aeroelastic response under gust [C] // 33rd AIAA Applied Aeronautics Conference. Dallas, TX: [s. n.], 2015.
- [8] DILLSAVER M, CESNIK C, KOLMANOVSKY I. Gust load alleviation control for very flexible aircraft [C] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Portland, Oregon: [s. n.], 2011.
- [9] FEDERICO F, SERGIO R, PAOLO M. Gust load alleviation for a regional aircraft through a static output feedback [J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(5): 1559-1574.
- [10] MOULIN B, KARPEL M. Gust loads alleviation using special control surfaces [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(1):17-25.
- [11] HAGHIGHAT S, LIU H H T, MARTINS J R R A. Application of model predictive control to gust load alleviation systems [C] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. [S. l.]: AIAA, 2009.
- [12] 谭智勇,安锦文. H_∞ 控制理论在阵风缓和中的应用 [J]. 火力与指挥控制, 2005, 30(3):94-95.
TAN Zhiyong, AN Jinwen. Application of H_∞ theory to gust load alleviation control [J]. Fire Control and Command Control, 2005, 30(3):94-95.
- [13] 张军红,李振水,詹孟权. LQG 控制理论在阵风载荷减缓系统中的应用 [J]. 飞行力学, 2007, 25(2):61-64.
ZHANG Junhong, LI Zhenshui, ZHAN Mengquan. Application of LQG theory to gust load alleviation system [J]. Flight Dynamics, 2007, 25(2): 61-64.
- [14] 陈磊,吴志刚,杨超. 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 Lei, WU Zhigang, YANG Chao. 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.
- [15] BISPLINGHOFF R L, ASHLEY H, HALFMAN R L. Aeroelasticity [M]. New York: Dover Addison Wesley, 1995.

(编辑:刘彦东)