

DOI:10.3969/j.issn.1001-4551.2017.03.004

基于 H_∞ 控制和 μ 控制的二元机翼 颤振主动抑制分析*

李 明, 于明礼*, 芮俊俊

(南京航空航天大学 机电学院, 江苏 南京 210016)

摘要:针对二元机翼颤振主动抑制问题,对二元翼段颤振控制律的设计以及风洞实验验证展开了深入研究。首先,基于 Theodorsen 非定常气动力理论建立了该翼段模型的运动状态方程。其次,基于鲁棒控制理论设计了 H_∞ 控制器和 μ 控制器,分别与二元翼段气动弹性系统共同组成了机翼颤振主动控制系统。最后,采用数值仿真和风洞实验相结合的方式,对 H_∞ 控制器和 μ 控制器的颤振控制效果进行了验证。研究表明: H_∞ 控制器和 μ 控制器都能有效抑制颤振的发生,可将机翼颤振临界速度由 15.45 m/s 提高到 27 m/s 以上。且 μ 控制器在颤振主动抑制中的颤振抑制收敛时间更短,颤振抑制风速上限更高,具有更好的鲁棒稳定性和鲁棒性能。

关键词:颤振;鲁棒控制; H_∞ 控制器; μ 控制器

中图分类号:TH113.1;V215.3⁺⁴

文献标志码:A

文章编号:1001-4551(2017)03-0230-05

Flutter active suppression of two-dimensional airfoil based on H_∞ controller and μ controller

LI Ming, YU Ming-li, RUI Jun-jun

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and
Astronautics, Nanjing 210006, China)

Abstract: Aiming at the flutter active suppression of two-dimensional airfoil, the control law of flutter active suppression and the wind tunnel experimental verification were researched. First, the airfoil's equation of motion state was established based on Theodorsen unsteady aerodynamic theory. Then, the H_∞ controller and the μ controller were designed based on the robust control theory and constituted the airfoil flutter active control system with pneumatic elastic system of two-dimensional airfoil. Finally, the control effect of H_∞ controller and μ controller was verified by numerical simulations and wind tunnel experiments. The results indicate that both H_∞ controller and μ controller can make the flutter speed of two-dimensional airfoil increase from 15.45 m/s to 27 m/s. Besides, the μ controller has shorter flutter active suppression convergence time and higher flutter active suppression wind speed, so the μ controller has better robust stability and robust performance.

Key words: flutter; robust control; H_∞ controller; μ controller

0 引 言

颤振作为一种复杂的气动弹性动不稳定现象,是

空气动力、结构弹性力与结构惯性力共同作用下的自激振动。利用现代控制理论来控制机翼后缘控制面的转动,从而改变机翼所受的气动力形式,达到避免颤振

收稿日期:2016-10-22

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11102081);南京航空航天大学研究生创新基地开放基金资助项目(kfj20150502)

作者简介:李明(1990-),男,山东德州人,硕士研究生,主要从事气动弹性伺服控制工作方面的研究. E-mail:1126482974@qq.com

通信联系人:于明礼,男,副教授. E-mail:meeyml@nuaa.edu.cn

的目的已成为研究机翼颤振主动抑制技术的一种主流方法^[1-3]。

杨发友和顾仲权等^[4]将内模控制原理与自适应前馈控制技术应用于机翼颤振自适应抑制仿真算例中,达到了良好的控制效果;吴志刚等^[5-6]针对一个多输入/多输出的主动气动弹性机翼,采用 LQG/奇异值控制理论设计颤振主动抑制与阵风减缓的鲁棒控制律;美国兰利 Mukhopadhyay 等^[7]设计了 LQG 控制器,实现了半机模型进行对称和反对称模态的颤振主动抑制;于明礼等^[8-9]针对二元翼段气动弹性模型,采用超声电机作为副翼控制面的作动器,设计了次最优控制器,实验证明颤振抑制效果良好。

最优控制算法的设计是建立在被控对象精确的数学模型之上的。但在实际工程应用或实验验证中,会受到各种因素的影响而存在更多不确定性,对控制系统动力学的影响也更复杂。鲁棒控制就是把各种不确定因素都考虑进来,定量地考察这些误差对控制系统的影响。为此,本研究基于鲁棒控制理论设计 H_∞ 控制器和 μ 控制器,通过数值仿真和风洞实验对控制器的颤振抑制效果进行验证,并把该两种控制器的控制效果进行对比分析。

1 气动弹性模型

1.1 三自由度二元翼段模型

本研究采用三自由度二元翼段作为实验模型,超声电机为作动器带动后缘控制面,二元翼段模型截面图如图 1 所示。

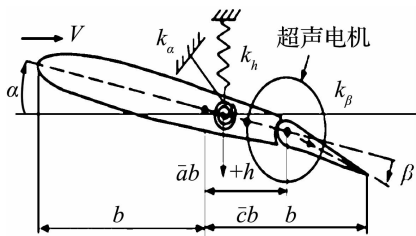


图 1 二元翼段模型截面图

h —沉浮位移; α —主翼俯仰角; β —控制面转角; b —半弦长; $\bar{a}b$ —弹性中轴与弦中点的距离; $\bar{c}b$ —控制面转轴到弦中点的距离; k_h, k_α, k_β —沉浮刚度、俯仰刚度以及控制面偏转刚度; $\bar{a}$ —弹性轴到弦中点的距离与半弦长的比值; $\bar{c}$ —控制面转轴到弦中点的距离与半弦长的比值。

1.2 三自由度二元翼段运动方程

基于 Theodorsen 定理,二元翼段受到的气动力升力

L_α 和对弹性轴的气动力矩 T_α 可表示为:

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

式中: ρ_a —空气密度, V —来流风速, $C(k)$ —Theodorse 函数, $T_1 - T_{11}$ —Theodorsen 常量。

二元翼段气动弹性运动方程为:

$$M_s \ddot{q} + D_s \dot{q} + K_s q = F_{ae} + G_s \beta_c \quad (2)$$

二元翼段气动弹性方程的状态空间实现为:

$$\begin{cases} \dot{X}_t = A(V)X_t + B\beta_c \\ y = CX \end{cases} \quad (3)$$

式中: $A(V)$ —系统矩阵; B —控制面输入矩阵; C —输出矩阵;状态变量 $x = \{h \quad \alpha \beta \quad x_{a1} x_{a2}\}$, 输出 $y = \{h \quad \alpha \quad \beta\}$; x_{a1}, x_{a2} —引入的气动力状态变量。

2 机翼颤振控制律的设计

2.1 H_∞ 控制器的设计

笔者设计的一种控制器采用的是乘法摄动模型的 H_∞ 控制器。标准 H_∞ 控制系统和转换后的翼段模型 H_∞ 控制系统模块图分别如图 2、图 3 所示。

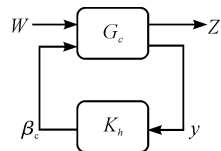


图 2 标准 H_∞ 控制系统框图

2.2 μ 控制器的设计

本研究设计的另一种控制器为 μ 控制器,采用多伊尔提出的结构奇异值 μ 方法,把控制系统的鲁棒稳定性和鲁棒性能统一起来考虑,很好地降低了控制系统的保守性。含结构不确定性的 μ 控制系统框图如图 4 所示。

对系统进行鲁棒性分析时,可将控制器 K_{con} 看成

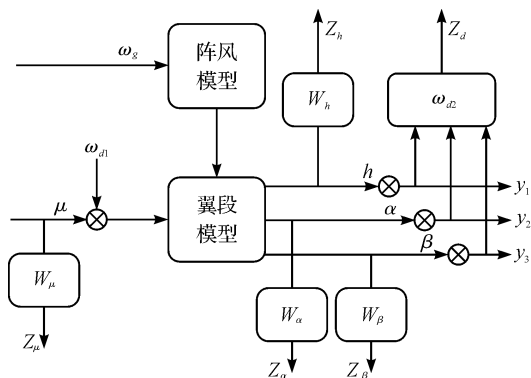


图 3 机翼颤振 H_∞ 控制系统模型框图

y_1, y_2, y_3 —沉浮位移、俯仰角和控制面转角; W_h, W_α, W_β —机翼沉浮、俯仰和控制面偏转方向的乘法摄动大小; W_u —用来调整输入大小的加权函数; w_{d1} —用于调节输入的响应速度; w_{d2} —干扰的动态特性; $z_h, z_\alpha, z_\beta, z_u, z_d$ —保证乘法摄动鲁棒性的评价信号

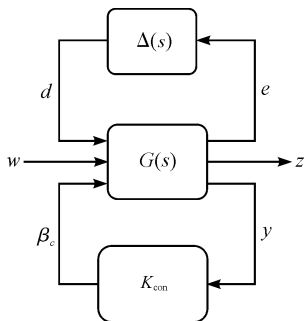


图 4 μ 控制系统框图

控制系统中的一个元素。设:

$$M(s) = F_l(G, K_{con}) = \begin{bmatrix} M_{11}(s) & M_{12}(s) \\ M_{21}(s) & M_{22}(s) \end{bmatrix} \quad (4)$$

鲁棒的稳定性问题就是对矩阵 $M_{11}(s)$ 分析, 量化导致反馈系统不稳定的最小结构不确定性 $\Delta(s)$, $M(s)$ 关于结构不确定性 $\Delta(s)$ 的最大结构奇异值定义如下:

$$\mu_\Delta[M(s)] = \frac{1}{\min\{\sigma_{\max}(\Delta); \det(I - M\Delta) = 0\}} \quad (5)$$

机翼颤振 μ 控制系统模型的原理框图如图 5 所示。

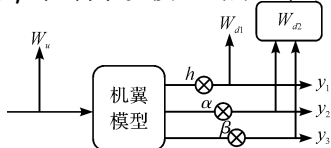


图 5 机翼颤振 μ 控制系统模型框图

W_u —用来调整输入大小的加权函数; W_{d1}, W_{d2} —动态输出干扰

3 数值仿真

不加控制时系统矩阵 $A(V)$ 的特征根实部随风速的变化关系如图 6 所示。

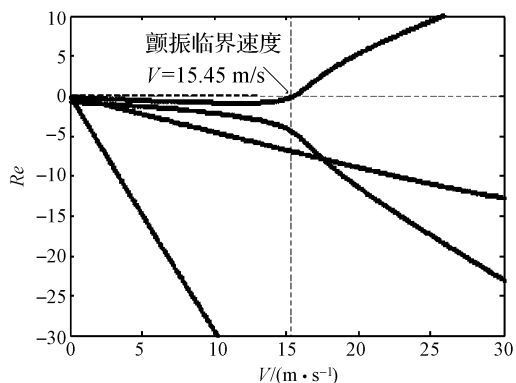


图 6 系统特征值实部 - 风速 V 关系

当风速为 15.45 m/s 时, 系统矩阵 $A(V)$ 的特征根实部开始出现正值, 说明在该风速下机翼开始发生颤振。

二元翼段 H_∞ 控制器和 μ 控制器在 $V = 24$ m/s 时, 对机翼沉浮位移 h 和俯仰角 α 的控制效果以及控制面的偏转角 β 。分别如图 7、图 8 所示。

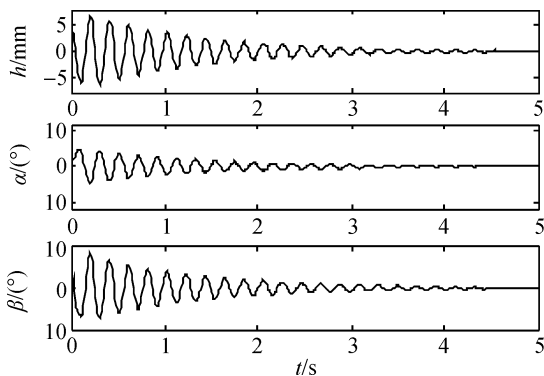


图 7 风速 $V = 24$ m/s H_∞ 控制器的控制效果

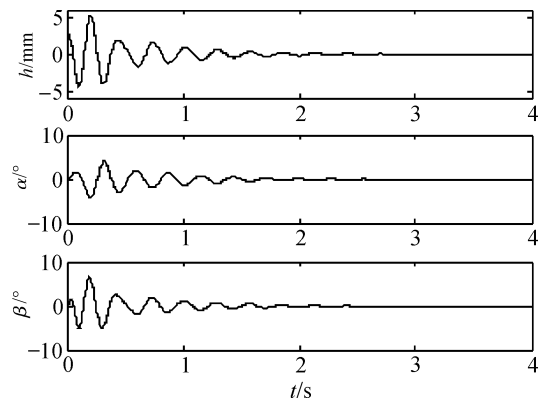


图 8 风速 $V = 24$ m/s μ 控制器的控制效果

4 风洞实验论证

风洞采用南京航空航天大学空气动力学系的非定常低速风洞,为开口型回流型,实验段截面为 $1\text{ m} \times 1\text{ m}$,实验段长度为 1.7 m 。整套实验装置及风洞如图 9 所示。



图9 风洞实验装置和硬件实物图

H_∞ 控制器和 μ 控制器在风速 24 m/s 下,对二元翼段多次小扰动的抑制效果分别如图 10、图 11 所示。

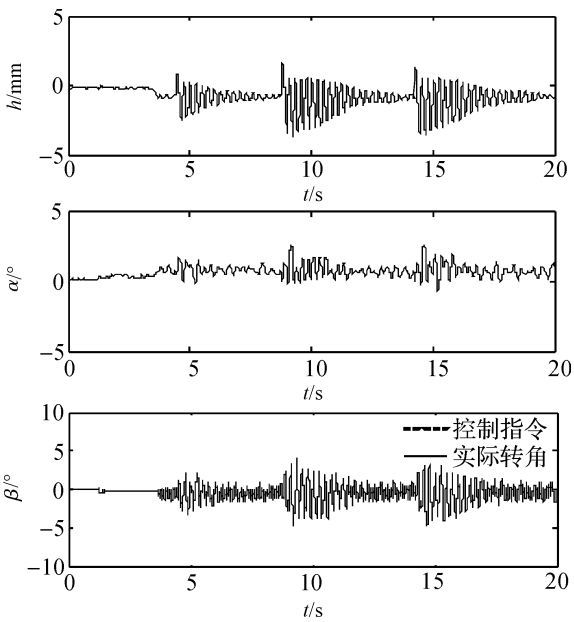


图 10 风速 $V=24\text{ m/s}$ H_∞ 控制器抑制效果

仿真结果和风洞实验皆表明:在风速 $V=24\text{ m/s}$ 时, H_∞ 控制器和 μ 控制器对二元翼段所受的扰动仍然能起到很好的抑制作用。但通过对比发现:随着风速的提高, H_∞ 控制器的抑制效果会相应减弱,具体表现为振动收敛的时间会逐渐变长。而 μ 控制器对于

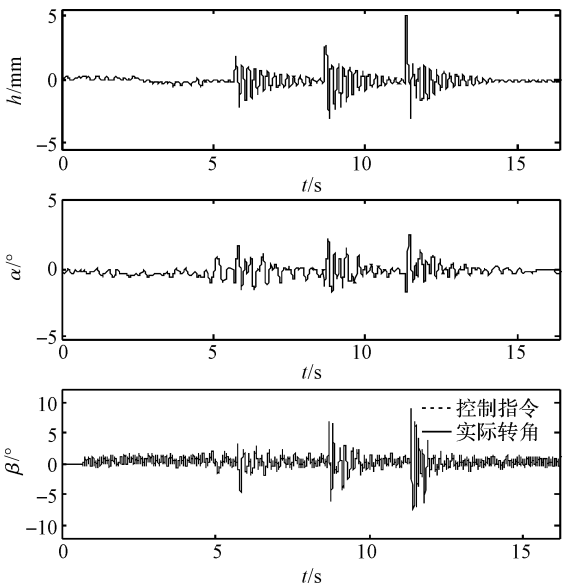


图 11 风速 $V=24\text{ m/s}$ μ 控制器抑制效果

低风速和高风速两种情况都有很好的抑制效果,振动衰减速度较 H_∞ 控制器更快,收敛的时间均在 2 s 左右。显然 μ 控制器比 H_∞ 控制器具有更强的鲁棒性能。

为了进一步对比 H_∞ 控制器和 μ 控制器的鲁棒稳定性,实验中还测试了 H_∞ 控制器和 μ 控制器风速的控制上限,实验中不断增大风速,并给予相应的扰动,直至控制器控制失效。 H_∞ 控制器和 μ 控制器测试其控制风速上限分别如图 12、图 13 所示。

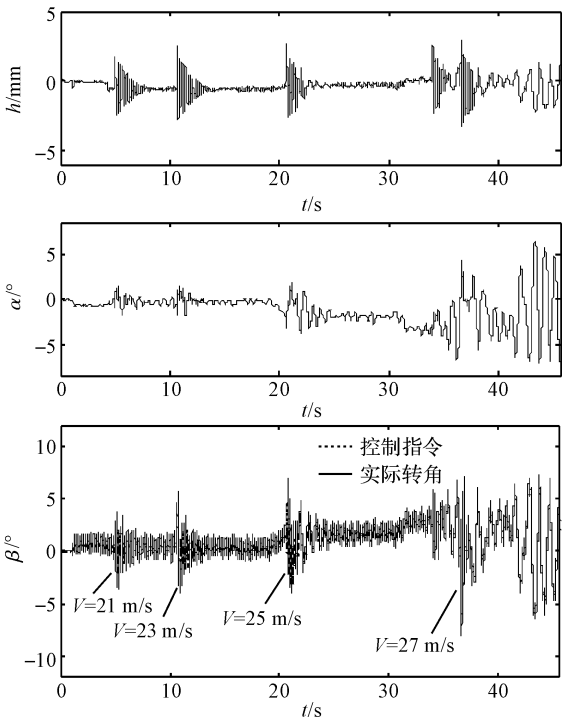
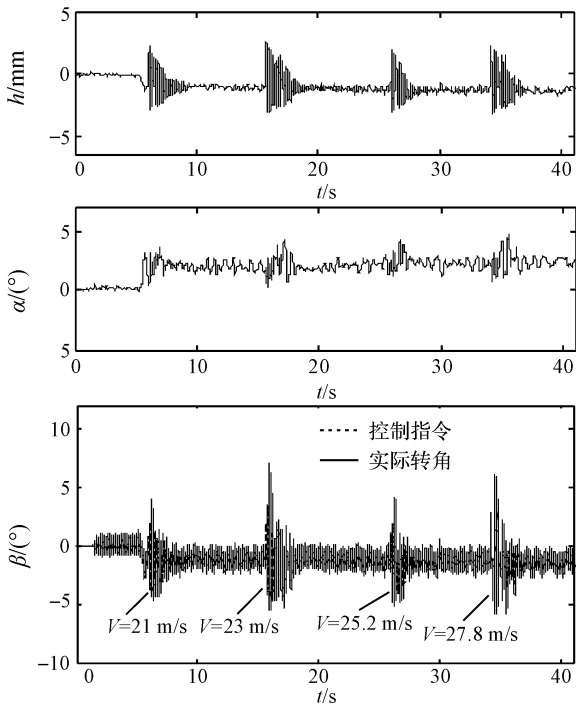


图 12 H_∞ 控制器控制风速上限

图 13 μ 控制器控制风速上限

实验结果显示,在风速增加到控制器的控制上限后,机翼模型会出现失稳现象。 H_∞ 控制器的控制风速上限为 27 m/s,而 μ 控制器在风速达到风洞最大可输出风速 27.8 m/s 时依然能进行有效的控制并使振动稳定收敛,表明该控制器大大超出了设计要求。风洞实验的结果表明, H_∞ 控制器和 μ 控制器都能有效抑制颤振的发生,可将机翼颤振临界速度由 15.45 m/s 提高到 27 m/s 以上,但 μ 控制器比 H_∞ 控制器具有更强的鲁棒稳定性。

5 结束语

本研究针对二元机翼颤振主动抑制问题做了深入研究。基于鲁棒控制理论设计了 H_∞ 控制器和 μ 控制

器,分别与二元翼段气动弹性系统共同组成了机翼颤振主动控制系统。采用数值仿真和风洞实验的方式,对机翼颤振的控制效果进行了实际验证。

研究表明: H_∞ 控制器和 μ 控制器都能有效抑制颤振的发生,可将机翼颤振临界速度由 15.45 m/s 提高到 27 m/s 以上。但通过对比两种控制器的控制效果发现: μ 控制器在颤振主动抑制中具有更好的鲁棒稳定性和鲁棒性能。

参考文献 (References):

- [1] 赵永辉. 气动弹性力学与控制[M]. 北京:科学出版社, 2007.
- [2] GHIRINGHELLI G L, LANZ M, MANTEGAZZA P. Active flutter suppression for a wing model[J]. **Journal of Aircraft**, 1990, 27(4): 334-341.
- [3] 高红娜. 带操纵面二元机翼的气动弹性及其主动抑制[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学航天学院, 2009.
- [4] 杨发友,顾仲权. 飞机机翼颤振自适应抑制研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 708-712.
- [5] 于跃平,朱晓农,陈启明,等. 离心叶轮反问题气动设计的简易评价[J]. 流体机械, 2015, 43(11): 57-62.
- [6] 吴志刚,杨超. 主动气动弹性机翼的颤振主动抑制与阵风减缓研究[J]. 机械强度, 2003, 25(1): 32-35.
- [7] MUKHOPADHYAY V. Flutter suppression control law design and testing for the active flexible wing[J]. **Journal of Aircraft**, 1995, 32(1): 45-51.
- [8] 于明礼. 基于超声电机作动器的二元翼段颤振主动抑制[D]. 南京:南京航空航天大学机电学院, 2006.
- [9] 于明礼,胡海岩. 基于超声电机作动器的二元翼段颤振主动抑制[J]. 振动工程学报, 2005, 18(4): 418-425.

[编辑:李 辉]

本文引用格式:

李 明,于明礼,芮俊俊. 基于 H_∞ 控制和 μ 控制的二元机翼颤振主动抑制分析[J]. 机电工程, 2017, 34(3): 230-234.

LI Ming, YU Ming-li, RUI Jun-jun. Flutter active suppression of two-dimensional airfoil based on H_∞ controller and μ controller[J]. **Journal of Mechanical & Electrical Engineering**, 2017, 34(3): 230-234.

《机电工程》杂志: <http://www.meem.com.cn>