

文章编号:1000-6893(2008)04-1031-06

利用遗传算法和 LMI 设计固定结构 H_2/H_∞ 飞行控制律

王睿¹, 祝小平², 周洲², 王鹏¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

(2. 西北工业大学 无人机研究所, 陕西 西安 710072)

Design of Fixed Structure H_2/H_∞ Flight Control Law by Genetic Algorithm and LMI

Wang Rui¹, Zhu Xiaoping², Zhou Zhou², Wang Peng¹

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. UAV Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘 要: 在设计飞翼式无人机(UAV)的横航向飞行控制系统时,为了使无人机具有较好的动态特性和阵风抑制能力,同时又便于工程实现,提出了固定结构的 H_2/H_∞ 控制律设计方法。对于由此遇到的双线性矩阵不等式(BMI)问题,先用线性矩阵不等式(LMI)方法得到控制律参数和 H_2/H_∞ 性能指标的映射关系,再用此映射关系作为适应度函数,用改进的遗传算法求解使 H_2/H_∞ 性能最优的控制律参数。仿真结果表明,使用固定结构的 H_2/H_∞ 控制方法的无人机动态响应迅速平滑,在侧风干扰下的滚转角振荡幅值仅是原经典控制方法的一半。

关键词: H_2/H_∞ 控制; 固定结构; 遗传算法; 线性矩阵不等式; 飞行控制律

中图分类号: V291.1 **文献标识码:** A

Abstract: A lateral-directional flight control system of a flying-wing unmanned aerial vehicle(UAV) must enable the UAV to exhibit excellent dynamic response and be insensitive to wind turbulence. At the same time, the controller must be simple enough to be easily applied in reality. Therefore a fixed structure H_2/H_∞ control method is proposed. To deal with the bilinear matrix inequality(BMI) that arises in the proposed method, the mapping of control law parameters and H_2/H_∞ performance is derived from linear matrix inequality(LMI) first, and then by taking the mapping as a fitness function, the optimal H_2/H_∞ performance and the control law parameters can be solved with the improved genetic algorithm. Simulation results show that when the UAV is under the disturbance of a lateral wind, the dynamic responses of the UAV with the fixed H_2/H_∞ controller are smooth and rapid and the oscillation amplitude of the angle of bank is only half of what could be obtained by the original classical controller.

Key words: H_2/H_∞ control; fixed structure; genetic algorithm; linear matrix inequality; flight control law

在过去几十年中,以状态空间模型为基础的现代控制理论已经获得了极大发展。现代控制方法的优势在于处理多变量多回路问题时可以采用系统的、综合的方法。可是飞行控制系统设计人员也仅是勉强地接受和应用这种新技术。其中主要的原因一是基于现代控制理论的控制技术难于工程实现;二是经典的设计方法也能较好地满足飞行控制系统的性能要求^[1]。因此很自然地想到能否结合两者的长处进行飞行控制系统设计。

国内外很多作者已经在这方面进行了一些研究,其处理对象是固定结构控制或分散式控制问

题,即先根据经典控制方法设计控制器结构,然后再根据现代控制理论的性能指标选定控制器参数。一般所采用的性能指标有系统的 H_2 和 H_∞ 范数等,但是求解这样的控制器其本质是一个非线性优化问题,因此到目前为止还没有成熟的解法。对此,一种思想是直接采用非线性优化的解法,如文献[2]利用 BFGS Quasi-Newton 算法进行 H_2 优化,文献[3-4]直接采用遗传算法来求解 H_∞ 或者 H_2/H_∞ 优化问题,可是这样的方法比较繁琐;另一种思想是充分利用现有的 H_2/H_∞ 集中式控制中非常实用的线性矩阵不等式(LMI)解法,如文献[5]采用迭代的 LMI 方法处理双线性矩阵不等式(BMI)问题,进行 H_2 控制律参数调整,但是这种方法在控制系统比较复杂时往往得不到满意的解。

收稿日期:2008-01-07; 修订日期:2008-03-29

基金项目:国家级项目

通讯作者:王睿 E-mail: wangruihaha@163.com

本文提出了一种新的求解固定结构 H_2/H_∞ 控制问题的方法,即用遗传算法和 LMI 相结合的方法,把固定结构的 H_2/H_∞ 控制中的 BMI 转化成具有 LMI 形式的适应度函数,再利用改进的遗传算法求解控制器参数和系统的最优 H_2/H_∞ 性能指标。用这种方法设计飞翼式无人机的横航向控制律,并与经典方法进行了仿真比较。

1 混合 H_2/H_∞ 控制

对于由如下状态方程描述的系统:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B_1 w + B_2 u \\ z_1 &= C_1 x + D_{11} w + D_{12} u \\ z_2 &= C_2 x + D_{21} w + D_{22} u \\ y &= C_y x + D_{y1} w + D_{y2} u \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: x 为系统的状态; u 和 w 分别为控制输入和扰动输入; z_1 和 z_2 分别为 H_∞ 和 H_2 性能的被调输出; y 为量测输出; A, B, C 和 D 分别为系统的状态矩阵、输入矩阵、输出矩阵和输入输出矩阵。

考虑输出反馈控制器 $u = K(s)y$:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= A_k \hat{x} + B_k y \\ u &= C_k \hat{x} + D_k y \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: \hat{x} 为控制器的状态; A_k, B_k, C_k, D_k 为待确定的控制器参数矩阵。

将控制器式(2)应用到系统式(1)后得到的闭环系统为

$$\left. \begin{aligned} \dot{\xi} &= A_{cl} \xi + B_{cl} w \\ z_1 &= C_{1cl} \xi + D_{1cl} w \\ z_2 &= C_{2cl} \xi + D_{2cl} w \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中:

$$\left\{ \begin{aligned} \xi &= [x \quad \hat{x}]^T \\ A_{cl} &= \begin{bmatrix} A + B_2 D_k C_y & D_{12} C_k \\ B_k C_y & A_k \end{bmatrix} \\ B_{cl} &= \begin{bmatrix} B_1 + B_2 D_k D_{y1} \\ B_k D_{y1} \end{bmatrix} \\ C_{1cl} &= [C_1 + D_{12} D_k C_y \quad D_{12} C_k] \\ D_{1cl} &= D_{11} + D_{12} D_k D_{y1} \\ C_{2cl} &= [C_2 + D_{22} D_k C_y \quad D_{22} C_k] \\ D_{2cl} &= D_{21} + D_{22} D_k D_{y1} \end{aligned} \right.$$

为了将控制器的待定系数矩阵集中在一起,引入矩阵:

$$\begin{aligned} K &= \begin{bmatrix} A_k & B_k \\ C_k & D_k \end{bmatrix}, \quad A_0 = \begin{bmatrix} A & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \\ B_0 &= \begin{bmatrix} B_1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad C_{10} = [C_1 \quad 0], \quad C_{20} = [C_2 \quad 0] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \bar{B} &= \begin{bmatrix} 0 & B_2 \\ I & 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{C} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ C_y & 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{D}_{y1} = \begin{bmatrix} 0 \\ D_{y1} \end{bmatrix} \\ \bar{D}_{12} &= [0 \quad D_{12}], \quad \bar{D}_{22} = [0 \quad D_{22}] \end{aligned}$$

则闭环系统式(3)中的各个系数可以表示成:

$$\begin{cases} A_{cl} = A_0 + \bar{B} K \bar{C}, & B_{cl} = B_0 + \bar{B} K \bar{D}_{y1} \\ C_{1cl} = C_{10} + \bar{D}_{12} K \bar{C}, & D_{1cl} = D_{11} + \bar{D}_{12} K \bar{D}_{y1} \\ C_{2cl} = C_{20} + \bar{D}_{22} K \bar{C}, & D_{2cl} = D_{21} + \bar{D}_{22} K \bar{D}_{y1} \end{cases}$$

对于闭环系统式(3),文献[6]给出了其满足 H_2 和 H_∞ 性能的条件。根据这些条件经过推导得到以下定理(证明略):

定理 对于闭环系统式(3)和给定的标量 $\gamma_1 > 0$, 若 $D_{2cl} = 0$, 且以下优化问题

$$\left. \begin{aligned} \min \gamma_2 \\ \text{s. t. } \begin{cases} \begin{bmatrix} A_{cl}^T + X A_{cl} & X B_{cl} & C_{1cl}^T \\ B_{cl}^T X & -\gamma_1 I & D_{1cl}^T \\ C_{1cl} & D_{1cl} & -\gamma_1 I \end{bmatrix} < 0 \\ A_{cl} X + X A_{cl}^T + B_{cl} B_{cl}^T < 0 \\ \begin{bmatrix} -Z & C_{2cl} X \\ X C_{2cl}^T & -X \end{bmatrix} < 0, \text{tr } Z < \gamma_2^2 \end{cases} \end{cases} \quad (4)$$

有一个最优解 X 和 Z , 则闭环系统式(3)的混合 H_2/H_∞ 最优控制问题是可解的,且满足条件:

$$\|T_{z_1 w}\|_\infty < \gamma_1, \quad \|T_{z_2 w}\|_2 < \gamma_2 \quad (5)$$

式中: $T_{z_1 w}$ 和 $T_{z_2 w}$ 分别为 w 到 z_1 和 z_2 的闭环传递函数。

结合 A_{cl} 等的表达式可以看到,式(4)是关于 K, X, γ_1 和 γ_2 的 BMI, 因此只要能够解出这样的 K 和 X , 控制器式(2)就是系统式(1)的满足性能指标式(5)的输出反馈 H_2/H_∞ 最优控制器。

如果对控制器式(2)没有结构约束,则式(4)可以通过消元法等转化成 LMI 问题,从而方便地求解^[6],可是这样得到的控制器往往具有很高的阶次和比较复杂的结构^[7]。而实际经验表明,很多系统(如飞行控制系统)只需要一个固定结构的控制器即可得到较满意的效果,这样的控制器不但物理概念清晰,而且工程中容易实现。可是设计这样的固定结构 H_2/H_∞ 控制器遇到的最大麻烦是没有很好的解析法来求解式(4)所示的 BMI 优化问题。

2 遗传算法

BMI 优化其本质也是一种非线性优化,因此可以采用现有的非线性优化方法求解。遗传算法也是一种非线性优化方法,近年来在 H_2/H_∞ 控

制领域已经有了不少应用^[3-4,8-9],证明了该方法是可行的。经过多年发展遗传算法目前也已经比较成熟,在 MATLAB 中有相应的求解工具箱。

为了充分利用遗传算法和 LMI 的优点,把式(4)和式(5)所示 BMI 问题转化成以下两个优化问题:

(1) 给定 $\mathbf{K}=\mathbf{K}_0$,其中 \mathbf{K}_0 带有规定的结构,即在不需要的反馈位置设为零,其他不为零,其中不为零的元素正是待求反馈增益。把 $\mathbf{K}=\mathbf{K}_0$ 代入式(4),此时式(4)变成了 LMI 问题,然后可以用现有的 LMI 解法(如 MATLAB 的 LMI 工具箱中的 mincx 函数)求解式(4)和式(5)的 H_2/H_∞ 优化问题。和一般的 H_2/H_∞ 控制一样,如果预先给定一个 $\gamma_1>0$ 表示系统的 H_∞ 性能下界,这时的优化问题用数学语言表示为

$$\left. \begin{array}{l} \min_{\mathbf{x},z} \gamma_2 \\ \text{s. t. } \mathbf{K} = \mathbf{K}_0, \text{式(4)} \end{array} \right\} \quad (6)$$

(2) 步骤(1)的优化给出了一个 \mathbf{K} 和 γ_2 的映射关系,用函数表示此映射关系为

$$\gamma_2 = f(\mathbf{K}) \quad (7)$$

本文的目的正是求出使 γ_2 取最小的 \mathbf{K} 值,这个 \mathbf{K} 值就是满足性能指标式(5)的固定结构 H_2/H_∞ 最优控制器式(2)的参数。但这是一个复杂的非凸优化问题,采用文献[5]中迭代的 LMI 方法无法求得满意解,但可以利用遗传算法搜索能力强、容易求得全局最优解的特点对其进行优化。

根据以上思想构造的遗传算法优化问题,与标准遗传算法相比的主要改进之处是:

(1) 将式(7)表示的 γ_2 和 \mathbf{K} 的关系作为适应度函数,且规定当 \mathbf{K} 取得不合适、LMI 优化问题无解时,取 $\gamma_2 = +\infty$,这实际上是一种罚函数的思想。

(2) 为了保证足够大的搜索区域,应取比较大的交叉和变异概率。

(3) 前期为了保证足够大的搜索区域,变异的幅度也要比较大;但是当后期已经收敛到最优值附近时,为了减小无用的搜索,并且保证足够深的搜索区域,应使变异的幅度逐渐减小。

3 固定结构 H_2/H_∞ 飞行控制律设计实例

用前述方法针对某飞翼式布局无人机的横航向滚转角保持与控制模式进行固定结构的 H_2/H_∞ 控制律设计和仿真。

3.1 飞翼无人机的横航向运动

经过大量研究、仿真和试飞发现,在小迎角和飞行状态偏差较小的情况下,该飞翼无人机的运动特性仍可以用线性方法来分析。在大气扰动中无人机的横航向小扰动运动方程为^[10]

$$\left. \begin{array}{l} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}_w\beta_w + \mathbf{B}_2\mathbf{u} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}_y\mathbf{x} + \mathbf{D}_{y1}\beta_w + \mathbf{D}_{y2}\mathbf{u} \end{array} \right\} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{x}=[\beta \ p \ r \ \phi]^T$, β, p, r 和 ϕ 分别为侧滑角、滚转角速率、偏航角速率和滚转角; $\mathbf{u}=[\delta_a \ \delta_r]^T$, δ_a 和 δ_r 分别为副翼和阻力方向舵的偏角; β_w 表示侧向阵风,是横航向最主要的外界干扰; \mathbf{B}_w 和 \mathbf{B}_2 反映侧风扰动和舵面控制的效果。为了量测所有状态量,取 $\mathbf{C}_y = \mathbf{I}, \mathbf{D}_{y1} = \mathbf{0}, \mathbf{D}_{y2} = \mathbf{0}$, 这时 $\mathbf{y} = \mathbf{x}$ 。

此无人机在某状态的横航向模态特征根如表 1 所示。

表 1 无人机本体横航向模态特性分析

Table 1 Lat-dir mode properties of natural UAV

模态	特征根	频率/(rad · s ⁻¹)	阻尼
滚转	-4.355 9	4.355 9	1.000
荷兰滚	-0.001 ± 0.54i	0.541 7	0.003
螺旋	0.006 1	0.006 1	-1.000

与飞行品质要求^[11]比较可见,该飞翼式无人机由于没有垂尾,荷兰滚模态阻尼偏小,螺旋模态不稳定。而且航向操纵主要由布置在翼尖的阻力方向舵实现,操纵耦合比较严重。因此,飞行控制系统的设计面临着比常规布局飞机更严峻的非线性和操纵耦合的挑战。

飞行控制系统的设计目标是使闭环系统稳定,且有较好的动态响应和一定的阵风扰动抑制能力。根据经典方法^[12]设计的滚转角保持与控制回路的控制律为

$$\left. \begin{array}{l} \delta_r = K_\beta\beta + K_r r \\ \delta_a = K_\phi\phi + K_p p \end{array} \right\} \quad (9)$$

式中: $K_i (i=\beta, p, r, \phi)$ 为对应变量 i 的反馈增益,其取值为

$$[K_\beta \ K_p \ K_r \ K_\phi] = [-8 \ 2 \ 11 \ 1] \quad (10)$$

需要说明的是,经典方法的控制律参数是根据单输入单输出设计的,很难兼顾所有的变量都取得最优,而且其设计依据的飞行品质规范对阵风抑制等没有定性的评价指标,因此其效果好坏

很大程度上依赖于经验和大量的仿真试验。

为把式(8)转化成式(1)的适合固定结构 H_2/H_∞ 控制处理的形式, 还需确定控制器结构、外界干扰加权函数、 H_2 和 H_∞ 控制的被调输出等。

3.2 控制器结构

对 H_2/H_∞ 控制采用和经典方法一样的控制器结构, 即式(9)所示控制律, 将其写成矩阵形式:

$$u = Ky = \begin{bmatrix} 0 & K_p & 0 & K_\phi \\ K_\beta & 0 & K_r & 0 \end{bmatrix} y \quad (11)$$

3.3 外界干扰的加权函数

所考虑的外界干扰主要是侧风和传感器的噪声。对侧风干扰的加权实际上是一个建模的过程。阵风干扰是由白噪声通过一个成形滤波器得到, 成形滤波器由功率谱方程的根推导得到。根据文献[11], 侧向的 Dryden 阵风模型的成形滤波器的传递函数为

$$H_v(s) = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi V} \frac{1 + (\sqrt{3}L_v/V)s}{[1 + (L_v/V)s]^2}}$$

所研究的飞行状态中, 取阵风强度 $\sigma_v = 3 \text{ ft/s}$ ($1 \text{ ft} = 0.305 \text{ m}$, 中等强度的紊流), 阵风特征波长 $L_v = 1750 \text{ ft}$, 飞行速度 $V = 222 \text{ ft/s}$ 。得到

$$H_v(s) = \frac{64.87s + 4.725}{62.12s^2 + 15.76s + 1} \quad (12)$$

因此侧风干扰模型为

$$\beta_w = B_w w_1 = H_v(s) w_1 / V \quad (13)$$

式中: w_1 为白噪声。乘 $1/V$ 是为了把侧风转化为侧滑角。

传感器噪声模型简化为

$$\left. \begin{aligned} N_2 &= B_n w_2 \\ B_n &= \text{diag}(0.2, 0.2, 0.2, 0.2) \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

式中: w_2 为白噪声干扰。

综合式(13)和式(14), 系统式(1)中的外界扰动系数矩阵为

$$\left. \begin{aligned} w &= [w_1 \quad w_2]^T \\ B_1 &= \begin{bmatrix} B_w & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & B_n \end{bmatrix} \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

3.4 H_∞ 控制的被调输出

H_∞ 性能反映了系统对有界干扰的抑制能

力, 对于无人机的横航向飞行控制系统, 此外界干扰主要是侧向阵风的干扰, 抑制的目的是减小干扰对无人机姿态角的影响, 同时舵面偏转角度须在合理的范围内, 因此 H_∞ 控制的被调向量取为

$$\tilde{z}_1 = [\phi \quad r \quad \delta_a \quad \delta_r]^T \quad (16)$$

取其频域加权函数为

$$W_{z_1} = \text{diag}(1, 0.001/(s+0.001), 1, 1) \quad (17)$$

因此 H_∞ 控制的被调输出可以表示为

$$z_1 = W_{z_1} \tilde{z}_1 \quad (18)$$

3.5 H_2 控制的被调输出

H_2 性能反映了系统对白噪声的抑制能力, 也等价于现代控制理论中的线性二次型高斯(LQG)性能^[13]。用 z_2 来表示其被调输出。对于系统式(1)中 z_2 的各系数矩阵的确定如下:

C_2 取对角阵形式, 即 $C_2 = \text{diag}(q_1, q_2, q_3, q_4)$, 此加权阵的选取目前还没有好方法, 不过通过改变 q_i 可以得到它们对模态特性影响的大致规律如表2所示, 表中 ζ_D 为荷兰滚的阻尼; ω_D, ω_S 和 ω_R 分别为荷兰滚、螺旋和滚转模态的频率。根据系统动态性能要求, 经过反复试验, 可以取

$$C_2 = \text{diag}(6, 3, 5, 1) \quad (19)$$

表2 C_2 的加权系数对模态特性的影响

Table 2 Influence of weights of C_2 on mode properties

参数	q_1 增大	q_2 增大	q_3 增大	q_4 增大
ζ_D	++	-	+	-+
ω_D	++	+-	-+	-
ω_S	--	--	+-	++
ω_R	-+	++	-+	-

注: ++ 增加; +++ 大大增加; -- 减小; --- 大大减小; +- 稍有增加; -+ 稍有减小。

为了保证 H_2 优化有意义, 同时对舵面偏转加以限制, 根据经验取

$$D_{21} = \mathbf{0}, \quad D_{22} = [\mathbf{0} \quad \mathbf{I}]^T \quad (20)$$

综合以上几点讨论, 根据式(8), 式(11)~式(20)可以构造得到用系统式(1)表示的用于无人机横航向飞行控制系统的 H_2/H_∞ 控制的增广系统及其控制器的结构形式。

3.6 用遗传算法求解固定结构的控制律

采用 MATLAB 的遗传算法工具箱求解提出的固定结构 H_2/H_∞ 控制问题, 主要步骤如下:

(1) 给定 $\gamma_1 > 0$ 作为系统对侧风扰动的抑制程度。

(2) 给定式(11)中 \mathbf{K} 的自由变量 $K_\beta, K_p,$
 K_r, K_δ 的取值范围。

(3) 以 \mathbf{K} 为自变量,式(7) 为适应度函数。

(4) 用“gaoptimset”命令设置遗传算法的选择、交叉、变异方法及相应的概率,本文选用随机法选择、分散法交叉、高斯法变异,其中变异的幅度随着遗传代数增加逐渐减小,然后用“ga”命令求解得到一个具有式(11)结构的、达到 H_∞ 性能优于 γ_1, H_2 性能最小的控制律参数 \mathbf{K} 。

(5) 给定不同的 γ_1 ,重复以上步骤可以得到在不同的扰动抑制程度 γ_1 下系统的动态特性指标 γ_2 及其对应的 \mathbf{K} 矩阵。

H_2/H_∞ 优化控制本质上是一种多目标优化,过多地强调某一方面必然会降低另一方面的性能,一般来说是折中考虑,使得 H_2 和 H_∞ 性能指标都取得比较小^[13]。最后选取 $\gamma_1 = 0.97$,这时 $\gamma_2 = 1.08$,控制律参数矩阵为

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 & 2.61 & 0 & 1.53 \\ -3.53 & 0 & 11.45 & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

与式(9)比较发现主要是大大减小了 K_β ,而 K_p 和 K_δ 稍有增大, K_r 略微增大。从原理上分析,减小了 K_β 后,可以减小侧风对系统的影响。

4 飞行仿真

式(9)与式(21)分别是用经典控制方法与本文方法求得的固定结构 H_2/H_∞ 控制律参数,以下对它们进行飞行仿真比较。

飞行仿真中所加入的侧向阵风模型描述见 3.3 节,其时域响应曲线如图 1 所示,由图可见侧风的大小大致在 $\pm 5 \text{ m/s}$ 之间。

无人机在定直平飞状态下,接通滚转角保持与控制模态,然后给定 5° 的滚转角指令,在既有传感器白噪声又有侧风干扰时两个控制器的控制效果对比见图 2,此图中还给出了 H_2/H_∞ 控制器在没有侧风干扰时的响应曲线。

由图 2 可见:在没有侧风时, H_2/H_∞ 控制器在 5 s 左右就接近稳态值,动态响应比较迅速,出现稳态误差主要是因为滚转引起的侧滑;在有侧风时, H_2/H_∞ 控制器同样保持了较好的动态响应,稳定后的滚转角振荡在 $(4.20^\circ, 4.86^\circ)$ 之间,而且过程比较平缓。还可见:经典控制器的滚转角振荡在 $(4.00^\circ, 5.35^\circ)$ 之间,幅值是 H_2/H_∞ 控制器的 1 倍多,控制过程也不如 H_2/H_∞ 控制器平缓。因此也反衬出了 H_2/H_∞ 控制方法采用系统的、综合的设计方法的优势。

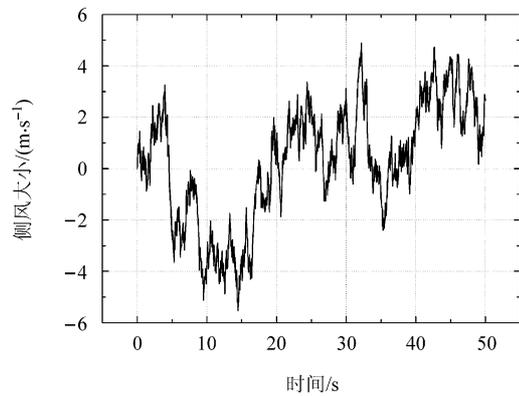


图 1 侧向阵风大小

Fig. 1 Magnitude of lateral turbulence of wind

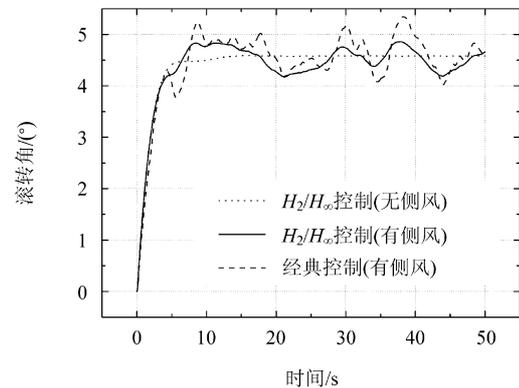


图 2 滚转角响应对比

Fig. 2 Comparison of responses of angle of bank

图 3 给出了两种控制器在有侧风时的偏航角响应对比。由图可见 H_2/H_∞ 控制过程也比经典控制平缓,达到了抑制外界干扰对无人机姿态影响的目的。

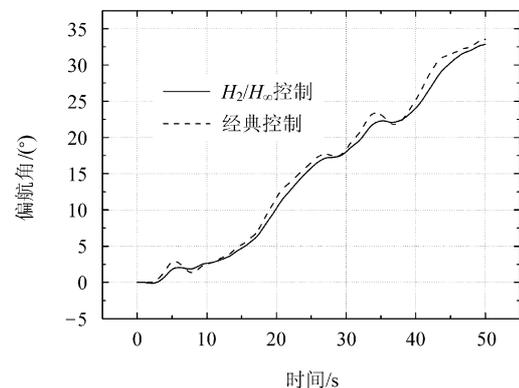


图 3 偏航角响应对比

Fig. 3 Comparison of responses of yaw angle

图 4 是在既有传感器噪声又有侧风干扰时, H_2/H_∞ 控制器的副翼和阻力方向舵的用舵量,注

意到它们允许的最大舵偏范围分别是 $[-20^\circ, 20^\circ]$ 和 $[-90^\circ, 90^\circ]$,因此用舵量也在合理的范围内。

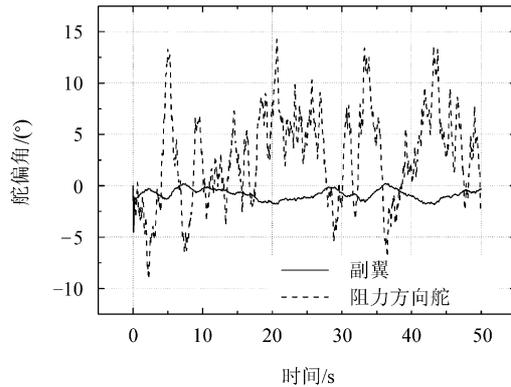


图4 H_2/H_∞ 控制的用舵量

Fig. 4 Deflection of control surfaces of H_2/H_∞ control

5 结论

提出了一种用遗传算法和LMI相结合求解固定结构 H_2/H_∞ 控制问题的方法,用这种方法设计了某飞翼式无人机的横航向 H_2/H_∞ 飞行控制律,所得控制律具有和经典控制一样的固定结构,易于工程实现,并且由于该方法可以定性地衡量外界扰动对系统的影响,因此在设计之初就可以考虑传感器噪声和侧风对无人机的影响。飞行仿真结果表明,采用固定结构的 H_2/H_∞ 控制器动态响应良好,姿态角变化平滑,与经典控制器相比,更容易实现阵风抑制的效果。

参 考 文 献

- [1] 郭锁凤,申功璋,吴成富,等. 先进飞行控制系统[M]. 北京:国防工业出版社,2003.
Guo Suofeng, Shen Gongzhang, Wu Chengfu, et al. Advanced flight control system[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [2] Corrado J R. Robust fixed-structure controller synthesis [D]. Georgia: Georgia Institute of Technology, 2000.
- [3] Krohling R A. Genetic algorithms for synthesis of mixed H_2/H_∞ fixed-structure controllers [C]// Proceedings of the 1998 IEEE ISIC/CIRA/ISAS Joint Conference. 1998: 30-35.
- [4] Le Mauff E, Duc G. Design of fixed structure controllers with respect to various specifications using robust control and genetic algorithm [C]// Proceedings of the American Control Conference. 2002.
- [5] Losser Y, Mouyon P. An iterative LMI approach for H_2 control law adjustment [R]. AIAA-2003-5808, 2003.
- [6] 俞立. 鲁棒控制——线性矩阵不等式处理方法[M]. 北京:清华大学出版社,2002: 41-63.
Yu Li. Robust control—approach of linear matrix inequality [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2002: 41-63. (in Chinese)
- [7] 江琼,陈怀民,吴佳楠. H_∞ 鲁棒控制与PID控制相结合的无人机飞行控制研究[J]. 宇航学报,2006,27(2): 192-195.
Jiang Qiong, Chen Huaimin, Wu Jia'nan. Research on UAV flight control based on PID control and H_∞ robust control [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(2): 192-195. (in Chinese)
- [8] 马清亮,胡昌华. 基于多目标进化算法的混合 H_2/H_∞ 优化控制[J]. 控制与决策,2004,19(6): 699-706.
Ma Qingliang, Hu Changhua. Mixed H_2/H_∞ optimal control based on multiobjective evolutionary algorithm [J]. Control and Decision, 2004, 19(6): 699-706. (in Chinese)
- [9] 潘伟,王学勇,井元伟. 基于遗传算法的混合 H_2/H_∞ 状态反馈控制器[J]. 控制与决策,2005,20(2): 132-136.
Pan Wei, Wang Xueyong, Jing Yuanwei. Mixed H_2/H_∞ state feedback controllers based on genetic algorithm [J]. Control and Decision, 2005, 20(2): 132-136. (in Chinese)
- [10] 肖业伦,金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京:国防工业出版社,1993: 73-90.
Xiao Yelun, Jin Changjiang. Flight principle in the atmospheric perturbation [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993: 73-90. (in Chinese)
- [11] MIL-F-8785C 军用规范——有人驾驶飞机的飞行品质 [S]. 飞行力学编辑部,1982: 43-45.
MIL-F-8785C Military criteria—flight quality of manned aircraft [S]. Flight Dynamics Editorial Office, 1982: 43-45. (in Chinese)
- [12] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京:航空工业出版社,1993.
Zhang Minglian. Flight control system [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1993. (in Chinese)
- [13] Luke J P, Ridgely D B, Walker D E. Flight controller design using mixed H_2/H_∞ optimization with a singular H_∞ Constraint [R]. AIAA-94-3659, 1994.

作者简介:

王睿(1981—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞行力学,飞行控制与飞行仿真。

E-mail: wangruihaha@163.com

祝小平(1962—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:无人机系统总体设计、控制与制导。

周洲(1966—) 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:无人机总体、气动布局设计。

(责任编辑:张利平,孔琪颖)