

基于粒子群算法的飞机鲁棒控制律设计

李广文¹, 章卫国¹, 李 栋², 刘小雄¹, 李 建¹

(1. 西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710072; 2. 陆航部驻西安地区军事代表室, 陕西 西安 710065)

摘 要:针对参数不确定飞机的颤振问题,采用粒子群算法优化鲁棒性能加权函数,用 μ 综合方法设计了飞机颤振抑制纵向控制律,并使用平衡截断法对所得到的控制器进行了降阶。仿真结果表明,采用 μ 综合方法设计的飞机颤振抑制纵向控制律具有较强的鲁棒性和指令跟踪能力。

关键词:颤振抑制; μ 综合;粒子群算法;加权函数;平衡截断

中图分类号: TP13 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2007)05-0017-04

由于飞机一般是细长体、薄壳、或者薄板结构,是弹性体。在外力激励下,易产生弹性振动。但在飞行过程中,在一定的飞行速度(临界颤振速度)下会形成结构-气动弹性振动的耦合,当飞行速度超过临界颤振速度时,飞机将进入完全颤振状态,这就有可能导致结构损坏或机体断裂。

文献[1]采用频率加权最优二次型的方法设计了颤振抑制控制系统。但是其设计过程需要知道弹性模态的振荡频率,如果弹性模态的振荡频率测不准或者无法获得,那么使用此方法设计的控制律对弹性模态的抑制效果就会变差,甚至变的不稳定。

鲁棒控制理论能有效地解决模型不准确或者存在不确定性的系统的控制问题。 μ 综合方法是鲁棒控制分析与综合的一种有效手段,该方法克服了采用奇异值作为系统性能度量保守性过大的缺点^[2,7-8]。但是在 μ 综合等鲁棒控制器的设计过程中,需要给出一组加权函数,这在很大程度上限制了鲁棒控制理论的应用。

粒子群算法(PSO, Particle Swarm Optimization)被迅速地应用于函数优化、神经网络训练、模糊系统控制、数据聚类以及原有的一些遗传算法应用领域^[5-6]。本文将粒子群算法应用于某型飞机的鲁棒颤振抑制飞行控制系统的设计之中,使用粒子群算法优化 μ 综合控制器的加权函数,取得了较好的控制效果。

1 粒子群算法

在粒子群算法中,每个可行解被称为一个“粒子”(Particle),多个粒子同时存在,合作寻优,每个粒子根据它自身的“经验”和相邻粒子群的最佳“经验”在所求问题的解空间中向更好的位置“飞行”,搜索最优解。

Shi 和 Eberhart 在 1999 年给出的粒子群算法如下:设搜索空间为 D 维的,粒子群粒子个数为 n ,第 i 个粒子位置表示为向量 $X_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{iD})$;第 i 个粒子迄今为止搜索到的最好位置 $P_i = (p_{i1}, p_{i2}, \dots, p_{iD})$,整个粒子群迄今搜索到的最好的位置 $P_g = (p_{g1}, p_{g2}, \dots, p_{gD})$;第 i 个粒子的速度 $V_i = (v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{iD})$ 。每个粒子按照下面的公式进行“飞行”:

$$V_i(t+1) = wV_i(t) + c_1 \times \text{rand}[P_i(t) - X_i(t)] + c_2 \times \text{rand}[P_g(t) - X_i(t)] \quad (1)$$

$$X_i(t+1) = X_i(t) + V_i(t+1), 1 \leq i \leq n \quad (2)$$

式中: c_1, c_2 , 为正常数,称为加速因子, c_1 表示粒子受社会认识的影响程度, c_2 表示粒子受自身经验的影响程度; rand 为介于(0,1)之间的随机数; w 为惯性因子, w 较大时表示对解空间进行大范围的搜索, w 较小适于小范围的搜索;粒子位置向量的第 d 维变化范围为 $[x_{d\min}, x_{d\max}]$,其中 $1 \leq d \leq D$;粒子速度变化范围为

收稿日期:2006-09-08

基金项目:航空科学基金资助项目(04E09002)

作者简介:李广文(1978-),男,河北献县人,博士生,主要从事进化算法、飞行控制技术研究;

章卫国(1956-),男,安徽南陵人,教授,博士生导师,主要从事飞行控制、智能控制与容错技术研究。

$[v_{dmin}, v_{dmax}]$, 在迭代过程中, 如果 X_{id} 和 V_{id} 超出了边界值, 则将其设为边界值。

粒子群的初始位置和速度随机产生, 然后按照式(1)和式(2)进行迭代, 直到找到满意的解或满足给定的终止条件为止。

2 存在弹性模态的飞机方程

弹性模态的飞机方程实际上是在忽略了高阶的情况下建立起来的, 和实际情况总有差距, 而且各模态所占的比重也难以准确测量, 模型参数随外界条件和干扰的不同而变化, 实际上是一个参数不确定系统。

某型存在弹性模态参数不确定性的飞机的简化纵向方程^[4]为

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -3.4 & 1 & 0 & 0.5 \\ -40 & -134 & 0.6 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -590 & 0 & -625 & 0.5 \end{bmatrix} + \Delta L R \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ q_1 \\ q_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.275 \\ -53 \\ 0 \\ 178.75 \end{bmatrix} \delta_e \quad (3)$$

式中: L, R 为不确定参数边界阵; α 为迎角; q 为俯仰角速率; q_1 为机翼扭转变形角; q_2 为机翼刚心处的垂直方向位移量; δ_e 为升降舵偏角; Δ 为对角阵, 其对角线元素 δ_{ij} 为满足 $|\delta_{ij}| < 1$ 的随机数, $i, j = 1, 2, 3, 4$ 。弹性模态飞机标称模型 G_{norm} 为

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -3.4 & 1 & 0 & 0.5 \\ -40 & -134 & 0.6 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -590 & 0 & -625 & 0.5 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ q_1 \\ q_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.275 \\ -53 \\ 0 \\ 178.75 \end{bmatrix} \delta_e \quad (4)$$

存在弹性模态参数不确定性飞机的纵向不确定模型的结构图如图1图中 Δ 为模型参数不确定性, Δ 是稳定的但却未知的传递函数阵, 且满足 $\|\Delta\|_\infty < 1$ 。滤波器传递函数 $F(s) = \text{diag}(f_1(s), f_2(s))$, 其中 $f_1(s) = f_2(s) = (100s + 0.01) / (0.01s^2 + s + 100)$; 俯仰角速率的期望模型为: $q_m(s) = 275 / (s^2 + 10s + 55)$, W_n 为传感器噪声的加权函数 $W_n = \text{diag}(0.025, 0.025)$; $W_{dist}(s)$ 为风扰动的加权函数, $W_{dist}(s) = 1 / (s + 0.005)$; 舵回路的传递函数 $G_{act} = 25 / (s + 25)$ 。图中 $W_p(s)$ 和 $W_q(s)$ 为设计 μ 综合控制器时需选择的加权函数, $W_p(s)$ 主要描述俯仰角速率跟踪期望模型指令的性能要求, 要求飞机的俯仰角速率实际输出在低频段准确跟踪期望指令响应。 $W_q(s)$ 体现对弹性模态的抑制要求。

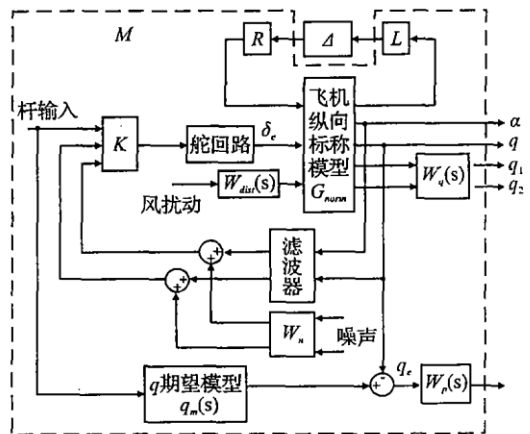


图1 存在弹性模态飞机的纵向不确定模型的结构图

3 使用粒子群算法优化加权函数

3.1 目标函数

在粒子群算法等启发式算法的应用中, 首先要解决的问题就是选择合适的目标函数。此处选择系统广义被控对象与控制器通过下分式变换得到的模型闭环传递函数阵 M 的 $\mu(M)$ 值作为目标函数。由图1所示的弹性模态参数不确定性飞机的纵向不确定模型的结构图, 有

$$M = F_l(P, K) \quad (5)$$

式中 $F_l(\cdot)$ 表示下分式变换, P 表示为以下形式

$$P = \begin{bmatrix} R & & & \\ & G_{act} & & \\ & & G_{norm} & \\ & & & W_{dist} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L \\ F(s) \\ W_q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0_{4 \times 16} \\ W_n \\ 0_{2 \times 2} \end{bmatrix} +$$

$$\left(\begin{matrix} \left[\begin{matrix} 0_{17 \times 5} & & \\ & q_m & \\ & & 0_{2 \times 2} \end{matrix} \right] + \left[\begin{matrix} R \\ \\ \\ \end{matrix} \right] \\ \left[\begin{matrix} G_{act} \\ \\ \\ \end{matrix} \right] W_{dist} \left[\begin{matrix} G_{norm} \\ \\ \\ \end{matrix} \right] \left[\begin{matrix} L & & & \\ & 0 & & \\ & & 1 & \\ & & & 0_{2 \times 2} \end{matrix} \right] \end{matrix} \right) W_p \quad (6)$$

$\mu(M)$ 的计算公式见文献[2]第十一章。

3.2 优化对象编码

根据被控对象的结构,将 $W_p(s)$ 和 $W_q(s)$ 的形式确定为: $W_p(s) = (k_1s + k_2)/(s^2 + k_3s + k_4)$, $W_q(s) = \text{diag}(w_{q1}(s), w_{q2}(s))$, 式中, $w_{q1}(s) = w_{q2}(s) = \frac{k_5s^4 + k_6s^3 + k_7s^2 + k_8s + k_9}{s^4 + k_{10}s^3 + k_{11}s^2 + k_{12}s + k_{13}}$ 。

以上各式中的 $k_m (m = 1, 2, \dots, 13)$ 即为待优化的参数。由于待优化参数较多,若采用二进制编码会占用较大的存储空间,而且计算精度有限,所以采用实数编码。设粒子群粒子个数为 n ,第 i 个粒子位置表示为向量 $X_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{i13})$; 向量 X_i 中各分量 x_{im} 分别对应 $k_m, m = 1, 2, \dots, 13$ 。

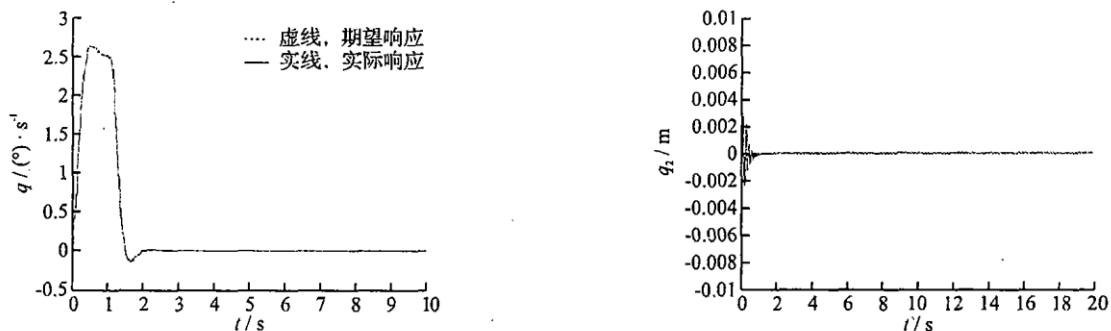
3.3 算法流程

基于粒子群算法的鲁棒控制器加权函数优化算法流程如下:①对整定控制器进行实数编码,产生初始种群,设置算法控制参数 c_1, c_2 和 w ,并设粒子位置向量的第 d 维变化范围为 $[x_{dmin}, x_{dmax}]$, 粒子速度变化范围为 $[v_{dmin}, v_{dmax}]$, $d = 1, 2, \dots, 13$;②计算每个粒子的目标函数值 $\mu(M)$;③利用线性排序给每个粒子分配个体适应度;④按照个体适应度选择第 i 个粒子迄今为止搜索到的最好位置 $P_i(p_{i1}, p_{i2}, \dots, p_{i13})$ 和整个粒子群迄今为止搜索到的最好位置 $P_g(p_{g1}, p_{g2}, \dots, p_{g13})$;⑤按照式(1)和式(2)更新每个粒子的速度 V_{id} 和位置 X_{id} ;若 X_{id} 和 V_{id} 超出了边界值,则将其设为边界值;⑥重新计算目标函数值 $\mu(M)$;⑦判断是否满足终止条件,如果满足则退出;否则转到④。

4 仿真与结论

针对图1所示的某型存在弹性模态参数不确定性的飞机纵向模型, c_1, c_2 均选为0.8, w 选为0.4,种群个数为200。按照基于粒子群算法的鲁棒控制器加权函数优化算法,迭代50代后 $\mu(M) = 0.667$, 所得加权函数为: $W_p(s) = \frac{4.9s + 9.8}{s^2 + 11.2 + 997.1}$, $w_{q1}(s) = w_{q2}(s) = \frac{0.05s^4 + 2.9s^3 + 105.93s^2 + 6.17s + 0.16}{s^4 + 9.19s^3 + 30.80s + 18.83s + 3.95}$ 。

采用上面的加权函数,使用 μ 综合方法设计飞机纵向控制律,可得54阶的控制器,在该控制器控制下,弹性模态 q_2 的抑制和俯仰角速率的跟踪情况如图2所示。由此可以看出, μ 综合设计的颤振控制律对弹性模态的抑制效果与用频率加权最优二次型设计的结构陷波器相比,弹性模态 q_2 的最大振荡幅度缩减90%,收敛时间也缩短很多。而且当系统参数变化后俯仰角速率能十分准确地跟踪期望的指令。



(a) μ 综合控制器的跟踪效果

(b) μ 综合控制器对弹性模态的抑制效果

图2 μ 综合控制器的跟踪和抑制效果

由于用 μ 综合设计控制律,阶次很高,难以在实际中实现,考虑用平衡截断法对所得控制器进行降阶,降阶算法参看文献[2]第19章。对用 μ 综合方法所设计的控制器降阶后可得5阶控制器,降阶后控制器对弹性模态 q_2 的抑制效果如图3所示。

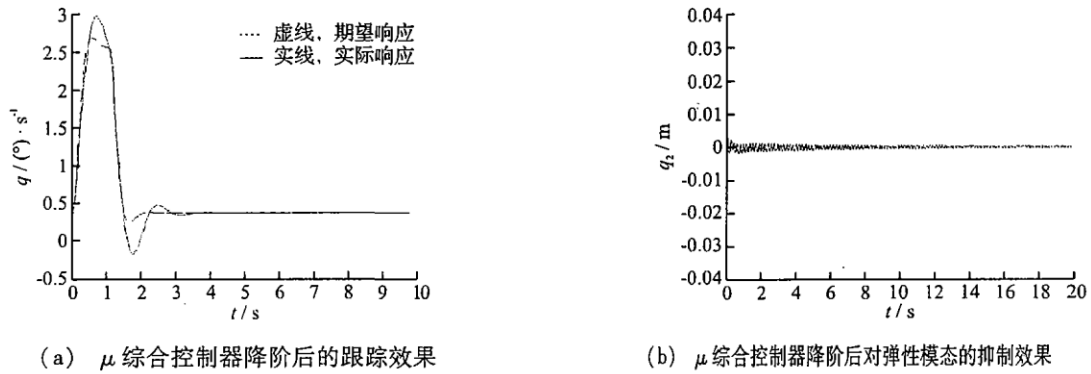


图3 降阶后的 μ 综合控制器的跟踪和抑制效果

由仿真结果可以看出,采用经粒子群算法优化得到的加权函数所设计的 μ 综合飞行器颤振抑制纵向控制律具有很强的鲁棒性,对模型参数变化不敏感,能更好地跟踪指令输入。

参考文献:

- [1] 郭锁凤,申功璋,吴成富. 先进飞行控制系统[M]. 北京:国防工业出版社,2003.
- [2] 周克敏,Doyle J C, Glover K,等. 鲁棒与最优控制[M]. 毛剑琴,钟宜生. 北京:国防工业出版社,2002.
- [3] 杨智民,郑言海,庄显义. 基于进化算法的鲁棒控制研究进展[J]. 电机与控制学报,1999,3(4):235-240.
- [4] Kennedy J,Eberhart R. Particle Swarm Optimization[A]. in Proc IEEE Int. Conf. Neural Network[C]. 1995. 1942-1947.
- [5] 王介生,王金城,王伟. 基于粒子群算法的PID控制器参数自整定[J]. 控制与决策,2005,20(1):73-76.
- [6] 胡峪,周兆英,粒子群优化算法在微型无人机设计中的应用[J]. 飞行力学,2004,22(2):61-64.
- [7] 贾秋玲,何长安. 一类非线性不确定系统鲁棒 H_{∞} 控制器的设计[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2001,2(6):37-39.
- [8] 郭书祥,张陵,李颖. 线性系统的鲁棒 H_{∞} 柔性状态反馈控制器的设计[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2005,6(6):30-32.

(编辑:田新华)

The Design of Aircraft's Robust Control Law Based on PSO

LI Guang-wen¹, ZHANG Wei-guo¹, LI Dong², LIU Xiao-xiong¹, LI Jian¹

(1. Department of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. The Bureau of Military Representative of PLA Army Air Force in Xi'an, China)

Abstract: To suppress the Flutter of aircraft with model parameter uncertainty, the longitudinal flutter suppression robust control law of the aircraft is designed based on the μ -synthesis method, whose performance weighted functions are optimized by PSO, and the order of controller is reduced via balance truncation. In this paper, the robust performance weight functions are given. The simulation shows that the control law designed with μ -synthesis is stronger in robustness and follows the desire command response more precisely.

Key words: Flutter Suppression; μ -synthesis; PSO; weight functions; balance truncation