

文章编号: 1001-0920(2016)01-0059-07

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2014.0975

基于MOGA算法的 H_∞ 回路成形直升机姿态控制器设计

王晓燕, 陈晓

(西安建筑科技大学 机电工程学院, 西安 710055)

摘要: 提出一种改进的显模型跟踪 H_∞ 回路成形控制方法, 利用 H_∞ 回路成形算法补偿显模型跟踪算法中前馈模型逆的不确定性. 针对 H_∞ 回路成形控制算法中权重函数选取的盲目性, 利用多目标遗传算法, 结合改进的小生境淘汰技术对权重函数进行寻优, 以提高设计效率和准确性. 基于所提出的方法设计直升机的内回路显模型跟踪 H_∞ 回路成形姿态控制系统, 能够提高系统的鲁棒性.

关键词: 直升机; 显模型跟踪; H_∞ 回路成形; 多目标遗传算法; 小生境

中图分类号: TP319.9; V249.1

文献标志码: A

Design of helicopter attitude controller of H_∞ loop-shaping method based on MOGA algorithm

WANG Xiao-yan, CHEN Xiao

(School of Mechanical and Electrical Engineering, Xi'an University of Architecture and Technology, Xi'an 710055, China. Correspondent: WANG Xiao-yan, E-mail: wxyan76@mail.nwpu.edu.cn)

Abstract: The explicit model-following loop-shaping(EMFSL) control method is improved by using the loop-shaping control algorithm to compensate the uncertainty of inverse model. The weighting functions of the loop-shaping controller are difficult to choose. In accordance with this problem, the multi-objective genetic algorithm(MOGA) combined with the niche elimination technique is used to search the optimal parameters of the weighting functions so that the efficiency and accuracy of the design are improved. The attitude control system of helicopter is designed based on the proposed method, and the results show its good dynamic performance and robustness.

Keywords: helicopter; explicit model-following; H_∞ loop-shaping; multi-objective genetic algorithm; niche

0 引言

直升机具有静不稳定性以及高度的轴间耦合特性, 其动力学模型会随着飞行状态的改变而产生大幅度的摄动, 其控制器设计非常困难. 姿态控制作为速度和航迹控制的内回路, 是直升机飞行控制的基础.

针对这一问题, 国内外学者进行了大量研究, 早期的控制方法如经典PID控制^[1]和LQR^[2]等, 对模型精确性要求较高, 当直升机飞行状态变化或受到较大扰动时, 性能会急剧下降. 为此, 人们提出了许多改善直升机性能的控制方法: 文献[3]将直升机的动力学模型分为快慢两时间尺度模型, 根据反步法和逆动力学控制方法分别设计了直升机控制器; 文献[4]结合自适应控制设计了直升机的直接自修复控制器, 实现了多重故障情况下的直升机控制; 文献[5]基于滤波

器反步法设计无人直升机轨迹跟踪控制器, 避免了反步法递推过程中繁琐的求导过程, 简化了控制器设计. 近年来, 西方发达国家成功地将显模型跟踪控制方法^[6]应用于直升机飞行控制律的设计, 取得了很多成果. 该方法具有控制系统高度模块化、可移植性强、易维护和改进等优点, 为此, 我国学者也对该方法在直升机控制领域的应用进行了积极尝试^[7-8].

本文提出一种改进的显模型跟踪 H_∞ 回路成形控制方法(EMFHLS), 将显模型跟踪与 H_∞ 回路成形控制算法相结合, 利用 H_∞ 回路成形算法补偿显模型跟踪算法中前馈模型逆的不确定性, 以提高直升机姿态控制系统的鲁棒性. 但是, H_∞ 回路成形方法存在权重函数选取具有盲目性和难以确定的问题. 针对该问题, 结合奇异值理论提出一种基于多目标遗传算法

收稿日期: 2014-06-19; 修回日期: 2015-04-30.

基金项目: 陕西省教育厅自然科学研究项目(14JK1405).

作者简介: 王晓燕(1976—), 女, 副教授, 博士, 从事先进控制和飞行控制等研究; 陈晓(1982—), 女, 讲师, 博士, 从事飞行控制的研究.

的权函数优化方法,对那些能使系统奇异值形状满足设计要求的权函数参数进行全局寻优,有效提高了控制器的设计效率和准确性。

1 H_∞ 回路成形控制算法的优化

H_∞ 回路成型控制器的鲁棒性能与各个加权函数的取值有很大的关系. 针对直升机这样的多变量系统,可以通过奇异值曲线配置来实现回路成形. 在前、后置补偿矩阵中选取合适的传递函数,该传递函数应该具有较大的低频增益以满足稳态误差要求,较大的中频下降率以满足动态性能要求,较小的高频增益以满足抗高频干扰的要求. 本文取前置补偿模块 $W_1 = \text{diag}[1, 1, 1, 1]$, 取后置补偿模块 $W_2 = \text{diag}([w_{11}, w_{22}, w_{33}, w_{44}])$.

考虑到参数选取与控制结构尽可能简单,取

$$w_{11} = \frac{k(as+1)(b_1s+1)}{s^2(cs+1)}, w_{22} = \frac{k(as+1)(b_2s+1)}{s^2(cs+1)},$$

$$w_{33} = \frac{k(as+1)(b_3s+1)}{s^2(cs+1)}, w_{44} = \frac{k(as+1)(b_4s+1)}{s^2(cs+1)}.$$

由此可以看出,其设计的重点和难点在于如何确定权函数的 $k, a, b_1, b_2, b_3, b_4, c$ 共 7 个参数,这依赖于设计人员的工程设计经验,需要不断地反复调整,大大增加了设计难度. 本文提出的 H_∞ 回路成形控制加权函数取值的优化算法,采用改进的多目标遗传算法对加权函数的参数进行优化选取。

1.1 多目标遗传算法

多目标优化问题可用下面的形式描述:

$$\begin{aligned} \min y &= \{y_1 = f_1(x), y_2 = f_2(x), \dots, y_q = f_q(x)\}, \\ \text{s.t. } g_i(x) &\leq 0, i = 1, 2, \dots, m. \end{aligned} \quad (1)$$

其中: $x = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T \in R^n$ 称为决策空间, x_n 为决策变量; $y = [y_1, y_2, \dots, y_q]^T \in R^q$ 称为目标空间, y_q 为目标函数; $g_i(x)$ 由 m 个不等式约束函数组成,称为可行解区域. 采用多目标遗传算法解决多目标优化问题时,最终得到的是一个均衡了各个目标函数的最优解集,称为 Pareto 最优解集。

NSGA-II 是 Deb 于 2000 年提出的带精英策略的非支配排序遗传算法,算法流程参见文献 [9]. 其主要特点是引入快速支配算法,降低了算法的复杂度;采用精英策略保存优秀群体,提高了种群进化水平. NSGA-II 算法具有计算量小、收敛性好的优点,搜索效率更高,已得到广泛使用。

1.2 多目标遗传算法的改进

多目标遗传算法 NSGA-II 虽然有很好的收敛性,但其进化过程容易陷入局部收敛. 针对这一问题,本文引入小生境技术对相同个体或类似个体的数量加以限制,可以有效地避免局部收敛和早熟,维持种群多样性。

传统小生境技术是根据适应度值对相似个体进行淘汰的,而在 NSGA-II 算法中,具有同一排序的非支配个体,其适应度值是相同的,显然传统小生境技术无法直接用于 NSGA-II 算法. 为此,本文提出一种改进的小生境淘汰技术:将目标空间中的目标函数值进行绝对值求和运算,并将其作为个体的适应度函数值,即

$$F(i) = \frac{1}{q} \sum_{j=1}^q |f_{ij}(x)|, \quad (2)$$

其中 $F(i)$ 表示第 i 个个体的适应度值. 求和适应度函数值表征了各个目标函数值的综合大小. 在同一排序的个体中,如果两个个体距离小于某一规定值,则比较它们的求和适应度函数值,给求和适应度函数值较大的个体处以惩罚函数,以保证其在下一轮进化中被淘汰. 个体之间的距离采用下式计算:

$$\|M_i - M_j\| = \sqrt{\sum_{n=1}^q [f_{in}(x) - f_{jn}(x)]^2},$$

$$i = 1, 2, \dots, M + N - 1, j = i + 1, \dots, M + N, \quad (3)$$

其中 M_i, M_j 分别为种群中第 i 个和第 j 个个体对应的目标向量. 假设 L 为小生境之间的距离参数,则当 $\|M_i - M_j\| < L$ 时,说明两个个体对应的目标函数值靠得很近。

1.3 加权函数优化选取算法

本文结合改进的多目标遗传算法,提出一种获得最优权函数参数的方法,全局搜索满足奇异值曲线要求的权函数参数,以避免人为选取权函数的盲目性。

根据系统性能和鲁棒性要求,奇异值曲线应该在低频段足够大,高频段足够小,奇异值穿越频率足够大^[10]. 因此,需要通过调节权函数使成形后的系统奇异值曲线满足如下条件:

1) 低频段. 主要考虑最小奇异值曲线,要求低频处 (10^{-3} rad/s) 对应的奇异值 R_1 的最大值, R_1 至少应大于 30 dB.

2) 高频段. 主要考虑最大奇异值曲线,要求高频处 (10^3 rad/s) 对应的奇异值 R_2 的最小值,也就是 $-R_2$ 的最大值, R_2 至少应大于 20 dB.

3) 低频段的下降斜率. 主要考虑平均奇异值曲线,要求频率为 10^{-3} rad/s 时对应的奇异值 R_3 与频率为 10^{-2} rad/s 时对应的奇异值 R_4 之差的最大值, $R_3 - R_4$ 至少应大于 5 dB.

4) 中频段的下降斜率. 主要考虑平均奇异值曲线,要求频率为 1 rad/s 时对应的奇异值 R_5 与频率为 10 rad/s 时对应的奇异值 R_6 之差的最大值, $R_5 - R_6$ 至少应大于 20 dB.

5) 高频处的下降斜率. 主要考虑平均奇异值曲

线, 需要频率为100 rad/s时对应的奇异值 R_7 与频率为1000 rad/s时对应的奇异值 R_8 之差的最大值, $R_7 - R_8$ 至少应大于20 dB.

6) 穿越频率. 主要考虑最小奇异值曲线, 需要频率为1 rad/s时对应的奇异值 R_9 的最大值, R_9 至少应大于5 dB.

权函数参数寻优的目标可描述为

$$\min(-R_1), \quad \min(R_2), \quad \min(-(R_3 - R_4)), \quad \min(-(R_5 - R_6)), \quad \min(-(R_7 - R_8)), \quad \min(-R_9); \quad \text{s.t.} \quad \begin{cases} R_1 > 30, \\ R_2 < -20, \\ R_3 - R_4 > 5, \\ R_5 - R_6 > 20, \\ R_7 - R_8 > 20, \\ R_9 > 5. \end{cases} \quad (4)$$

由此可见, 最优目标是在满足约束条件的前提下, 通过调节权函数参数, 使式(4)的6个目标函数值同时达到最小, 从而可以采用多目标遗传算法NSGA-II对上述问题进行分析设计.

2 直升机显模型回路成形控制系统设计

2.1 显模型求解

显模型是根据任务和实际飞机性能而设计的, 通常可以抽象为一阶或二阶系统, 反映直升机理想的响应性能, 这里将其作为控制系统的指令模块. 显模型的选取可以参照军用飞行品质规范ADS-33E-PRF, 通常将阻尼选为0.5~0.7, 自然频率为3~5 rad/s^[7]. 下面分别给出直升机4个通道的显模型设计.

1) 俯仰通道.

俯仰通道的转动惯量比较大, 选取阻尼系数 $\xi = 0.7$, $\omega_n = 4$ rad/s的二阶稳定环节作为俯仰通道的显模型, 即

$$\frac{\theta_m(s)}{\theta_c(s)} = \frac{16}{s^2 + 5.6s + 16}. \quad (5)$$

其中: $\theta_c(s)$ 为俯仰角指令, $\theta_m(s)$ 为显模型输出的俯仰角.

2) 滚转通道.

选取 $\xi = 0.7$, $\omega_n = 5$ rad/s的二阶稳定环节作为滚转通道的显模型, 即

$$\frac{\phi_m(s)}{\phi_c(s)} = \frac{25}{s^2 + 7s + 25}. \quad (6)$$

其中: $\phi_c(s)$ 为滚转角指令, $\phi_m(s)$ 为显模型输出的滚转角.

3) 总距通道.

根据总距通道响应期望, 选取时间常数为0.5的一阶系统作为该通道的显模型, 即

$$\frac{W_m(s)}{W_c(s)} = \frac{1}{0.5s + 1}. \quad (7)$$

其中: $W_c(s)$ 为垂向速度指令, $W_m(s)$ 为显模型输出的垂向速度.

4) 尾桨通道.

选取 $\xi = 0.7$, $\omega_n = 5$ rad/s的二阶稳定环节作为尾桨通道的显模型, 即

$$\frac{r_m(s)}{r_c(s)} = \frac{25}{s^2 + 7s + 25}. \quad (8)$$

其中: $r_c(s)$ 为偏航角速度指令, $r_m(s)$ 为显模型输出的偏航角速度.

2.2 逆模型求解

本文直升机线性化模型的状态方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu, \\ y = Cx + Du. \end{cases} \quad (9)$$

其中

$$x = [u \ v \ w \ \theta \ \phi \ \psi \ \dot{\theta} \ \dot{\phi} \ \dot{\psi}]^T, \\ u = [\text{Bic} \ \text{Aic} \ \delta_{rc} \ \theta_c]^T.$$

各符号含义如下: u 、 v 、 w 分别为沿 X 、 Y 、 Z 轴的速度, θ 、 ϕ 、 ψ 分别为俯仰角、倾斜角、偏航角, Bic为纵向周期变矩操纵输入量, Aic为横向周期变矩操纵输入量, δ_{rc} 为尾桨桨矩操纵输入量, θ_c 为总距操纵输入量.

采用直接解耦法, 将耦合元素忽略, 只对应主通道的输入输出就可以提取得到该通道的传递函数, 对该传递函数求逆便可得到所需的逆模型. 对直升机模型作必要的近似和简化处理, 以便于求逆. 由于所设计的各通道显模型带宽为3~5 rad/s, 在模型简化时主要考虑简化前后在2~6 rad/s之间的准确度. 本文中, 简化的俯仰通道、滚转通道和尾桨通道的传递函数分别为

$$\frac{\theta(s)}{\delta_b(s)} = \frac{-9}{s^2 + 0.32s + 0.3}, \quad (10)$$

$$\frac{\phi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{4.2}{s^2 + 0.3s + 0.4}, \quad (11)$$

$$\frac{\psi(s)}{\delta_{rc}(s)} = \frac{-11}{s^2 + 0.3s + 0.6}. \quad (12)$$

分别对其求倒数, 得到各通道逆模型为

$$\frac{\delta_b(s)}{\theta(s)} = \frac{s^2 + 0.32s + 0.3}{-9}, \quad (13)$$

$$\frac{\delta_a(s)}{\phi(s)} = \frac{s^2 + 0.3s + 0.4}{4.2}, \quad (14)$$

$$\frac{\delta_{rc}(s)}{\psi(s)} = \frac{s^2 + 0.3s + 0.6}{-11}. \quad (15)$$

2.3 加权函数的优化选取

利用多目标遗传算法NSGA-II对权函数7个参数进行寻优, 在满足约束的前提下, 使式(4)中的6个目标函数都能够达到最小值.

选取式(4)中的6项目标函数作为适应度函数, 对目标函数值超出约束的个体, 采用罚函数法增大其目标函数值, 也就是增大其适应度函数值, 则该个体

在下一轮遗传中将被淘汰. 算法的流程如下.

Step 1: 初始化. 采用浮点数编码^[11]方式, 在设定的参数范围内随机地初始化待优化参数, 从而产生初始种群. 具体算法为

$$x_i = a_i + y_i(b_i - a_i), \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (16)$$

其中: b_i 、 a_i 为变量的上下限, y_i 为 $[0, 1]$ 内的随机数.

Step 2: 非支配性排序^[12]. 初始种群根据 Pareto 最优个体进行排序, 对种群中的个体进行分层, 对处于同一层的个体赋予一个相同的虚拟适应度值. 虚拟适应度值可按式产生:

$$F_{\text{itn}}V(i) = 2 - s_p + 2(s_p - 1) \times \frac{i - 1}{M - 1}. \quad (17)$$

其中: s_p 表示选择压差, 一般为 $[1, 2]$ 之间; i 为个体在排序种群中的位置; $F_{\text{itn}}V(i)$ 表示 i 位置上个体的适应度值; M 为种群中个体的数量.

Step 3: 最优个体的精英保留策略. 将排在前面的 N 个个体作为优秀的非支配解保存在一个外部存储空间中, 作为精英保留下来; 将排序后的群体进行新一轮遗传操作, 产生的新种群与保留的精英个体合并, 生成下一步遗传操作的新群体.

Step 4: 选择. 采用锦标赛个体选择模式^[13], 本文取联赛规模 $n = 2$. 从群体中随机选择 n 个个体进行适应度大小的比较, 其中适应度最高的个体将被遗传到下一代; 重复上述过程 M 次便可以得到下一代种群, 种群大小为 M .

Step 5: 交叉. 采用浮点交叉方式对个体进行浮点交叉, 具体操作如下:

$$\begin{aligned} X'_i &= (1 - \alpha)X_i + \beta X_j, \\ X'_j &= (1 - \beta)X_j + \alpha X_i. \end{aligned} \quad (18)$$

其中: X_i 、 X_j 为第 k 代随机选择的母体; X'_i 、 X'_j 为母体交叉后产生的子体; α 、 β 为 $(0, r)$ 区间内均匀分布的随机数, $r \leq 1$, 通过改变 r 的大小可以控制交叉操作的变化范围.

Step 6: 变异. 本算法提出了改进的变异操作对浮点数编码的参数 x_i 进行处理, 具体操作如下:

$$x_i = \begin{cases} x_i - (x_i - x_{i\min})l, & \text{rand} = 0; \\ x_i + (x_{i\max} - x_i)l, & \text{rand} = 1. \end{cases} \quad (19)$$

其中: rand 为 0 或 1, 代表参数 x_i 的变化方向; l 为 $(0, 1)$ 区间的随机数, 可以通过调节 l 来控制变异新个体的变化大小.

Step 7: 小生境淘汰运算. 将 Step 3 的 N 个个体与上一步得到的 M 个个体合并, 得到一个含有 $M + N$ 个个体的新种群; 按式 (3) 求出新种群中每两个个体之间的距离, 若该距离小于 L , 则按式 (17) 计算两个个体的适应度值, 对其中适应度低的个体处以罚函数.

从以上加权函数优化选取的过程可见: 采取精英策略将优秀的非支配解保存在一个外部存储空间, 可以保证最优解得以保存下来; 而锦标赛个体选择模式则保证了非最优解在选择过程中被淘汰; 适应度的赋值方法保证了下一代的最优解集中所有个体的适应度值不会劣于上一代. 因此, 算法满足收敛的条件. 而小生境淘汰运算则保证了对相同个体或类似个体的数量加以限制, 从而能够有效地避免局部收敛和早熟, 维持种群多样性.

2.4 回路成形控制器设计

对于成型后的对象 $P_s = W_2PW_1$, 将 P_s 分解为 $P_s = \tilde{M}^{-1}\tilde{N}$, 且 $\tilde{M}^{-1}\tilde{M} + \tilde{N}^{-1}\tilde{N} = I$. 按下式对 ε_{\max} 进行求解:

$$\varepsilon_{\max} = \left(\inf_{K \text{ 定}} \left\| \begin{bmatrix} I \\ K \end{bmatrix} (I + P_s K)^{-1} \tilde{M}^{-1} \right\|_{\infty} \right)^{-1} = \sqrt{1 - \|\tilde{N} \quad \tilde{M}\|_H^2}, \quad (20)$$

其中 $\|\cdot\|_H$ 为 Hankel 范数. 设 P_s 有可镇定且可检测的最小状态空间实现, 即 $P_s = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix}$.

若系统不确定性满足 $\|\tilde{\Delta}_N \quad \tilde{\Delta}_M\|_{\infty} < \varepsilon_{\max}$, 令

$$\gamma = \left(\inf_{K \text{ 定}} \left\| \begin{bmatrix} I \\ K_{\infty} \end{bmatrix} (I + P_s K_{\infty})^{-1} \tilde{M}^{-1} \right\|_{\infty} \right) \leq \frac{1}{\varepsilon_{\max}}. \quad (21)$$

定义

$$\gamma_{\min} = \frac{1}{\varepsilon_{\max}} = \frac{1}{\sqrt{1 - \|\tilde{N} \quad \tilde{M}\|_H^2}} = \sqrt{1 + \lambda_{\max}(XZ)}. \quad (22)$$

其中: $\lambda_{\max}(XZ)$ 表示取矩阵 XZ 的最大特征值; X 、 Z 满足如下两个 Riccati 方程:

$$\begin{cases} A_z Z + Z A_z^T - Z C^T R^{-1} C Z + B S^{-1} B^T = 0, \\ A_z^T X + X A_z - X B S^{-1} B^T X + C^T R^{-1} C = 0. \end{cases} \quad (23)$$

其中: $A_z = A - B S^{-1} D^T C$, $R = I + D D^T$, $S = I + D^T D$. 则控制器 K_{∞} 满足

$$\left\| \begin{bmatrix} I \\ K_{\infty} \end{bmatrix} (I + P_s K_{\infty})^{-1} \tilde{M}^{-1} \right\|_{\infty} \leq \gamma. \quad (24)$$

对于 $\gamma > \gamma_{\min}$, 有控制器 $K_{\infty} = \begin{bmatrix} A_k & B_k \\ C_k & D_k \end{bmatrix}$. 其中

$$\begin{cases} A_k = A + B F + \gamma^2 (L^T)^{-1} Z C^T (C + D F), \\ B_k = \gamma^2 (L^T)^{-1} Z C^T, \\ C_k = B^T X, \\ D_k = -D^T, \end{cases} \quad (25)$$

$$F = -S^{-1}(D^T C + B^T C), \quad L = (1 - \gamma^2)I + XZ.$$

控制器的设计目标通常为 $\varepsilon_{\max} \approx 0.3$, 从而 $\gamma \approx$

3.3, 表明可以允许系统开环传递函数的规范化互质因子中包含30%的不确定性. 该控制系统具有较强的鲁棒性, 理论上控制器 K_∞ 不会明显改变开环奇异值的形状, 因此可以在系统性能特征没有明显降低的情况下, 使系统鲁棒稳定. 在求解控制器时, 一般选取 $\gamma = 1.1\gamma_{\min}$.

设计的最后一步是求取 H_∞ 最优控制器 $K = W_1 K_\infty W_2$. 因为文中 W_1 为单位阵, 所以

$$K = K_\infty W_2 = K_\infty \text{diag}[w_{11} \ w_{22} \ w_{33} \ w_{44}].$$

3 直升机显模型跟踪控制系统仿真与分析

对直升机显模型回路成形控制系统进行仿真验证, 其控制结构如图1所示. 图1中: w_r 、 ϕ_r 、 θ_r 和 r_r 分别表示被控制量升降速度 w 、滚转角 ϕ 、俯仰角 θ 和偏航角速度 r 的参考输入, W_2 为回路成形的权重函数, K_∞ 为 H_∞ 控制器.

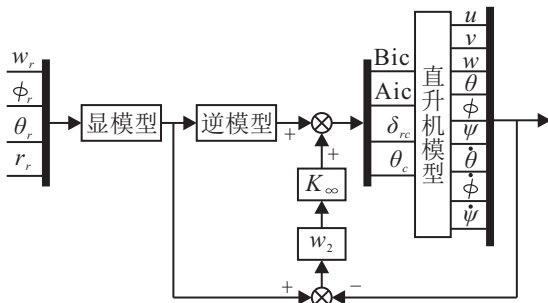


图1 直升机显模型回路成形控制系统结构

为了验证本文方法的有效性, 将其与PID控制以及单纯显模型跟踪控制(EMF)的控制效果进行对比. 反馈模块 H 为PID控制器, 其结构及参数与PID控制器相同. 滚转和俯仰通道选用PID控制器, 总距和尾桨通道选用PI控制器. 滚转通道和俯仰通道PID参数数均为 $K_p = 0.85$, $K_i = 0.33$, $K_d = 0.42$; 总距通道 $K_p = 0.94$, $K_i = 0.56$; 尾桨通道 $K_p = 0.94$, $K_i = 0.85$.

多目标遗传算法参数对权函数寻优的结果和快速性都有影响. 种群规模 M 和最大进化代数越多, 迭代次数越多, 耗费时间越长, 但太小时优化结果不理想. 本文将初始种群规模设置为 $M = 50$, 最大进化代数为100, 并设置种群中Pareto解所占的比例连续10代都没有明显变化时可提前终止计算. 交叉概率和变异概率太小时可能无法保证收敛于全局最优解, 太大又会增加迭代次数, 本文经过调试选取交叉概率为0.9, 变异概率选取为 $1/n$ (n 为自变量个数, 本文自变量为7个, 即所要优化的7个权重参数 a 、 k 、 c 、 b_1 、 b_2 、 b_3 、 b_4 , 故取 $n = 7$). 小生境距离 L 太大, 会使得种群中过多的个体被淘汰并被随机产生的新个体取代, 导致种群中优秀的个体不能被很好地保留下来, 所以 L 通常应选取一个比较小的值, 本文取 $L = 0.1$. 权重函数的7个待优化参数初始化参数范围均为 $[0, 100]$.

通过种群进化, 算法在第72代终止, 得到最优个体集合, 如图2所示.

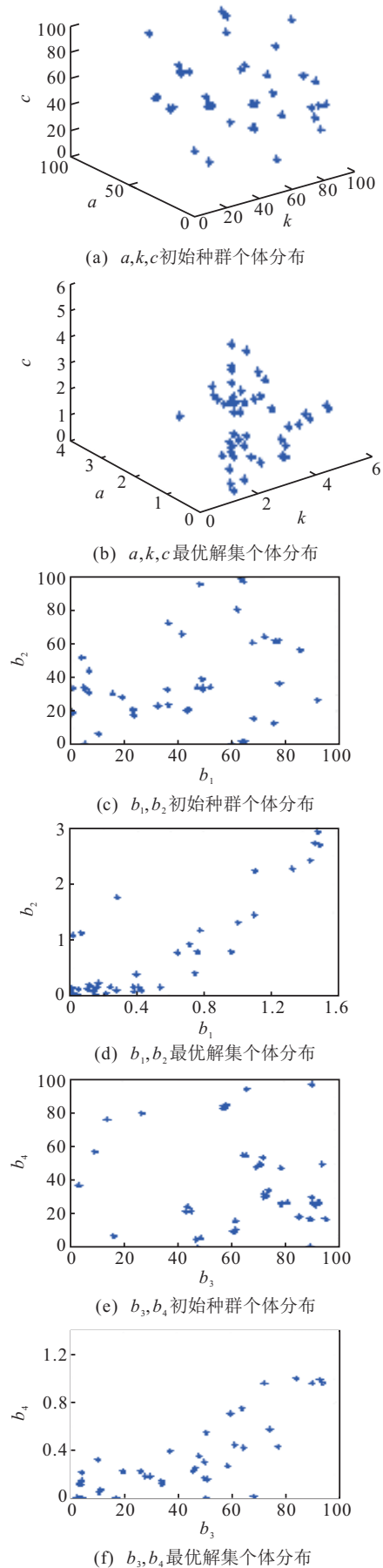


图2 参数的初始分布与最优解集

由图2可以看出,图2(a)、图2(c)和图2(e)表示初始种群的个体散乱分布于一个较大的范围内,寻优结果如图2(b)、图2(d)和图2(f)所示,寻优后的7个参数分布已经集中到了最优解区域内。

在终止群中综合考虑各种指标,找到一组最能满足设计要求的解 $a = 1.61655, k = 4.3585, c = 1.3206,$

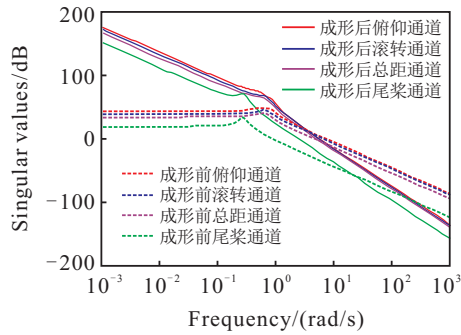
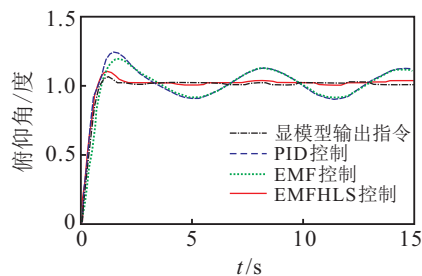
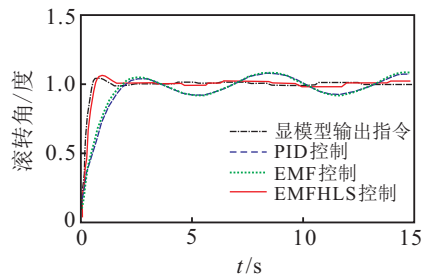


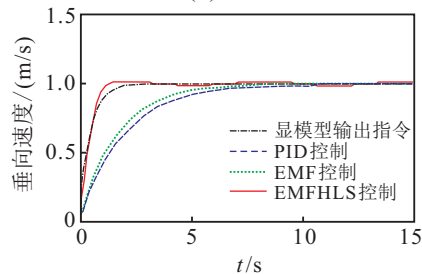
图3 直升机悬停时成形前后奇异值对比



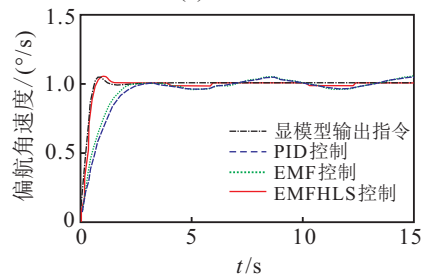
(a) 俯仰角



(b) 滚转角



(c) 垂向速度



(d) 偏航角速度

图4 输入幅值为0.1、频率为1的正弦扰动时响应曲线

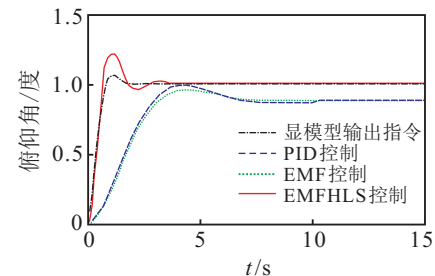
$b_1 = 0.7832, b_2 = 1.1865, b_3 = 3.8971, b_4 = 0.4342,$ 最优解对应的6个目标函数值分别为

$$(-138.2469, -148.4953, -41.2049, -68.7218, -61.8193, -12.2219),$$

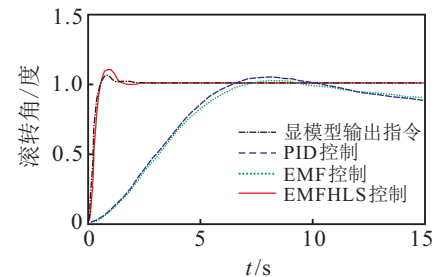
其成形前后奇异值对比曲线如图3所示。由图3可见,成形后系统的奇异值曲线能够较好地满足期望曲线形状要求,故选此解作为多目标寻优的最优解。按该参数回路成形后 $\varepsilon_{\max} = 0.29,$ 满足设计目标。

针对以下情况将本文方法与PID控制器和单纯的显模型跟踪(EMF)控制器进行仿真验证和对比。

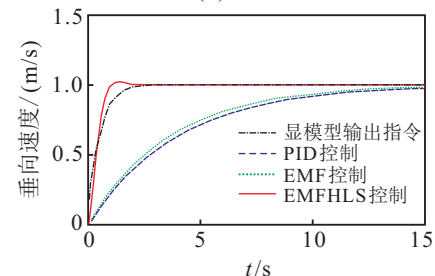
1) 分别在4个通道加入幅值为0.1、频率为1的正弦扰动,3种控制方法的跟踪效果如图4所示。由图4可知:在正弦扰动下,EMFHLS方法随着正弦扰动幅值的增加出现微小振荡,但仍然能保持良好的控制



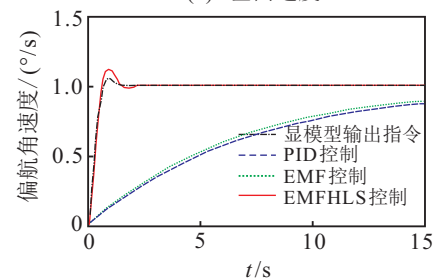
(a) 俯仰角



(b) 滚转角



(c) 垂向速度



(d) 偏航角速度

图5 直升机状态矩阵A参数随机摄动25%时响应曲线

效果; 而PID控制器和EMF控制器的响应随着正弦扰动幅值的增加出现较大振荡, 控制器性能迅速恶化。

2) 考虑直升机的状态矩阵 A 参数随机摄动下的响应情况, 3种控制方法的跟踪效果如图5所示。由图5可以看出: 在参数摄动达到25%时, 在EMFHLS控制器作用下, 系统响应超调有所增加, 但仍能保持良好的控制效果; 而在PID控制器和EMF控制器作用下, 俯仰通道与滚转通道响应无法跟踪控制指令, 总距和尾桨通道响应变慢, 控制性能变差。

由上述仿真结果可以看出, 基于奇异值理论和鲁棒控制理论的EMFHLS方法设计的控制器达到了良好的控制效果, 并具有较好的鲁棒性, 使得直升机姿态控制系统在对象建模不准确以及存在不确定因素的情况下, 仍能保持良好的稳定性和控制性能。

4 结 论

本文主要针对显模型跟踪控制算法中前馈模型逆的不确定性, 引入 H_∞ 回路成形控制算法, 提出了改进的显模型跟踪回路成形控制算法, 用以补偿逆模型的不确定性。针对 H_∞ 回路成形控制算法中权函数选取困难的问题, 提出了基于小生境多目标遗传算法的权函数优化方法, 根据系统奇异值曲线形状的设计要求对权函数参数进行全局寻优, 解决了回路成形权重函数难以确定的问题, 有效提高了设计效率和设计的准确性。利用改进的显模型跟踪回路成形控制方法为某型直升机设计了内回路姿态控制系统, 并在悬停状态下进行了仿真验证, 与经典PID控制以及EMF控制方法做了对比, 进行了鲁棒性分析, 其仿真结果表明了所提出的显模型跟踪 H_∞ 回路成形控制方法的有效性和优越性。

参考文献(References)

- [1] Mettler B F, Tischler M B. Attitude control optimization for a small-scale unmanned helicopter[J]. *J of Guidance, Control and Dynamics*, 2000, 29(2): 289-302.
- [2] Budiyo A, Wibowo S S. Optimal tracking controller design for a small scale helicopter[J]. *J of Bionic Engineering*, 2007, 4(4): 271-280.
- [3] 宋崎, 江紫亚, 韩建达, 等. 基于两时间尺度模型的直升机非线性控制器设计[J]. *控制与决策*, 2014, 29(9): 1673-1677.
(Song Q, Jiang Z Y, Han J D, et al. Design of two time-scale model based nonlinear controller for a helicopter[J]. *Control and Decision*, 2014, 29(9): 1673-1677.)
- [4] Chen Fuyang. Direct self-repairing control for helicopter via quantum control and adaptive compensator[J]. *Trans of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011, 28(4): 337-342.
- [5] 周洪波, 裴海龙, 贺跃帮, 等. 基于滤波反步法的无人直升机轨迹跟踪控制[J]. *控制与决策*, 2012, 27(4): 613-617.
(Zhou H B, Pei H L, He Y B, et al. Trajectory tracking control of unmanned helicopter via filtering backstepping[J]. *Control and Decision*, 2012, 27(4): 613-617.)
- [6] Derek O Bridges, Joseph F Horn, Asok Ray. Model-following control of a military helicopter with damage mitigation[C]. *Guidance, Navigation and Control Conf. San Francisco: AIAA*, 2005: 4680-4694.
- [7] 范武斌. 直升机显模型跟踪控制律设计与优化技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2011.
(Fan W B. Design and optimization of explicit model following method for helicopter flight control[D]. Nanjing: College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.)
- [8] Wang Xiaoqing, Huang Yimin. Model system design for small-size unmanned helicopter based on moment theory, blade element theory and flightLab software[C]. *The 2nd Int Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics. Shenzhen*, 2008.
- [9] 贾宁, 马寿峰, 钟石泉. 基于遗传算法优化和KD树的交通流非参数回归预测方法[J]. *控制与决策*, 2012, 27(7): 991-996.
(Jia N, Ma S F, Zhong S Q. Non-parameter-regression traffic flow forecast method based on KD-tree and genetic optimization[J]. *Control and Decision*, 2012, 27(7): 991-996.)
- [10] Wang Haiquan, Guo Yingqing, Qi Xinjie. Study of key technology for robust H_∞ loop-shaping controller design of aero-engine[C]. *2008 Aviation and Aerospace Science and Technology Academic Forum of National Doctoral Students. Xi'an*, 2008: 270-277.
- [11] Qian B, Wang L, Huang D, et al. An effective hybrid DE-based algorithm for multi-objective flow shop scheduling with limited buffers[J]. *Computers and Operations Research*, 2009, 36(1): 209-233.
- [12] 刘厚才, 陈志钢. 非支配排序均匀遗传算法[J]. *计算机应用研究*, 2011, 28(11): 4020-4025.
(Liu H C, Chen Z G. Non-dominated sorting uniform generic algorithm[J]. *Application Research of Computers*, 2011, 28(11): 4020-4025.)
- [13] Agarwal A, Gupta S K. Jumping gene adaptations of NSGA-II and their use in the multi-objective optimal design of shell and tube heat exchangers[J]. *Chemical Engineering Research and Design*, 2008, 86(A2):123-139.