

引用格式:韩铖,张彦军.基于遗传算法的四旋翼飞行器最优控制[J].电光与控制,2018,25(1):28-33. HAN C, ZHANG Y J. Optimal control for quad-rotor aircrafts based on genetic algorithm[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(1):28-33.

基于遗传算法的四旋翼飞行器最优控制

韩铖, 张彦军

(青岛科技大学自动化与电子工程学院, 山东 青岛 266061)

摘要:通过对四旋翼飞行器进行动力学分析得到力学平衡方程,基于此建立了四旋翼飞行器的数学模型并得出其状态空间表达式。通过线性二次型设计控制系统,将开环不稳定系统构造成闭环稳定系统,并给出了线性二次型最优控制率表达式。为解决试验法难以确定最优加权矩阵的问题,利用遗传算法对线性二次型最优控制加权矩阵进行优化设计,寻找最优加权矩阵。通过 Matlab 以及 Simulink,对基于遗传算法的四旋翼飞行器最优控制系统进行了仿真,并与基于试验法的线性二次型控制做对比。从仿真结果看,基于遗传算法的线性二次型最优控制使得四旋翼飞行器具有良好的动态性能。

关键词:四旋翼飞行器;遗传算法;线性二次型;最优控制;Matlab 仿真

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2018.01.007

Optimal Control for Quad-rotor Aircrafts Based on Genetic Algorithm

HAN Cheng, ZHANG Yan-jun

(School of Automation and Electronic Engineering, Qingdao University of Science and Technology, Qingdao 266061, China)

Abstract: Through a dynamic analysis of the quad-rotor aircraft, the mechanical equilibrium equation was set up, a mathematical model of the quad-rotor aircraft was established and its state space expression was obtained. The linear quadratic design was used to control the system, and the unstable open-loop system was constructed into a stable closed-loop system, and the linear quadratic optimal control expression was provided. In order to solve the problem that it is difficult to determine the optimal weighted matrix, the weighted matrix was optimized by using the Genetic Algorithm (GA), so that the optimal weighted matrix can be found out. The optimal control system of the quad-rotor aircraft was simulated on Matlab and Simulink, and was compared with the linear quadratic control based on the experimental method. The results show that: owing to the linear quadratic optimal control based on GA, the quad-rotor aircraft has nice dynamic performance.

Key words: quad-rotor aircraft; genetic algorithm; linear quadratic; optimal control; Matlab simulation

0 引言

目前四旋翼飞行器的研究存在以下难点:空气动力学设计需进一步改善^[1];微型智能传感器有待发展,信息采集能力需进一步提高;数学模型有待进一步优化;飞行控制系统的稳定性和响应速度需进一步提高。另外,实现非结构化环境下无人机的自主控制是一项具挑战性的技术难题^[2]。

稳定性是四旋翼飞行器控制系统的一个重要性能

指标。由于角稳定系统在常值干扰力矩干扰下存在姿态角静差,易导致高度漂移^[3],因此需要设计相应的控制方案使其保持稳定。将滑模控制与最优控制结合可以提高系统稳定性^[4]。文献[5]使用安全高度及变增益控制,提高了无人机起飞过程中的安全性能。通过设计外环轨迹跟踪和内环稳定子控制器也可提高系统稳定性^[6]。其次,响应速度是四旋翼飞行器控制的另一项重要性能指标。用四元数进行姿态解算并基于此设计控制系统能够有效地控制系统^[7]。文献[8]通过在边界层内对不连续变量进行连续处理,消除了四旋翼飞行器滑模控制的抖动现象。目前四旋翼飞行器控制方法主要有 BackStepping 控制^[9]、模型参考自适应

收稿日期:2017-03-20

修回日期:2017-11-08

作者简介:韩铖(1992—),男,山东济宁人,硕士生,研究方向为最优控制。

控制^[10]、滑模控制^[4]、自适应遗传算法^[5]、PID控制^[6]、LQR控制^[6,11-13]等。

综合考虑对控制系统稳定性以及响应速度的要求,采用稳定性较好的线性二次型(LQR)最优控制算法,通过遗传算法对LQR加权矩阵进行优化处理,使控制系统具有较高的响应速度以及较短的过渡时间。

1 四旋翼飞行器建模

目前对四旋翼飞行器的建模主要有两种方法:1)通过物理模型受力分析建模;2)通过系统辨识建立数学模型^[14]。本文通过对四旋翼的物理模型进行受力分析建立力学模型。忽略弹性振动和形变的情况下,四旋翼飞行器可以看作一个六自由度刚体^[15],其物理结构及受力分析如图1所示。

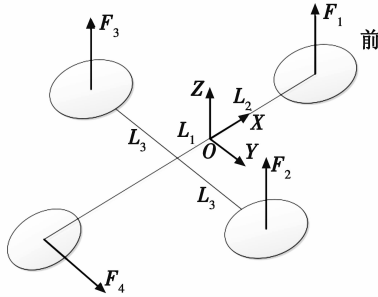


图1 四旋翼飞行器物理结构及受力分析
Fig. 1 Physical structure and force analysis of a quad-rotor aircraft

四旋翼飞行器的俯仰定义为飞行器绕Y轴转动,俯仰动作的力由 F_1, F_2, F_3 这3个螺旋桨提供,需要注意的是假设此时飞行器的翻转为零。

由力学原理可得

$$J_p \ddot{p} = F_1 L_2 - (F_2 + F_3) L_1 \quad (1)$$

$$L_2 = 2L_1 \quad (2)$$

式中: J_p 为飞行器绕Y轴转动的转动惯量; \ddot{p} 为飞行器绕Y轴转动的角加速度; F_1 为前螺旋桨所提供的升力; F_2, F_3 分别为2个侧翼螺旋桨提供的升力; L_1, L_2 分别为前螺旋桨中心到坐标中心的距离和侧翼螺旋桨中心到旋转轴的距离。

四旋翼飞行器的翻转定义为飞行器绕X轴转动。翻转动作的力由 F_2, F_3 提供。

由力学原理可得

$$J_r \ddot{r} = F_2 L_3 - F_3 L_3 \quad (3)$$

$$L_3 = \frac{\sqrt{3}}{2} L_2 \quad (4)$$

式中: J_r 为四旋翼飞行器绕X轴转动的转动惯量; \ddot{r} 为飞行器绕X轴转动的角加速度; L_3 为两侧翼螺旋桨中心到旋转轴的距离。

四旋翼飞行器的巡航定义为飞行器绕Z轴转动。由力学原理可得

$$J_c \ddot{c} = F_4 L_4 \quad (5)$$

式中: J_c 为四旋翼飞行器绕Z轴转动的转动惯量; \ddot{c} 为飞行器绕Z轴转动的角加速度; L_4 为巡航角度。

由于螺旋桨提供的升力与输入电压有关,因此设4个螺旋桨电机的输入电压为 V_1, V_2, V_3, V_4 ,分别对应产生 F_1, F_2, F_3, F_4 的4个螺旋桨,令升力系数为 k ,代入力学式(1)~式(5)得

$$\begin{cases} J_p \ddot{p} = V_1 k L_2 - (V_2 k + V_3 k) L_1 = \left[V_1 - \frac{V_2 + V_3}{2} \right] k L_2 \\ J_r \ddot{r} = V_2 k L_3 - V_3 k L_3 = \frac{\sqrt{3} k L_2 (V_2 - V_3)}{2} \\ J_c \ddot{c} = V_4 k L_4 \\ L_2 = 2L_1 \\ L_3 = \sqrt{3} L_2 / 2 \end{cases} \quad (6)$$

选取俯仰角 p 、翻转角 r 、巡航角 c 与期望值 p_s, r_s, c_s 的差、微分、积分为状态变量,以输入电压和期望输入电压的差作为输入量,以输出角度和期望输出角度的差作为输出量可得

$$\begin{cases} \mathbf{X}(t) = \begin{bmatrix} p - p_s \\ (p - p_s)' \\ \int (p - p_s) dt \\ r - r_s \\ (r - r_s)' \\ \int (r - r_s) dt \\ c - c_s \\ (c - c_s)' \\ \int (c - c_s) dt \end{bmatrix} \\ \Delta \mathbf{U}(t) = \begin{bmatrix} V_1 - V_{1s} \\ V_2 - V_{2s} \\ V_3 - V_{3s} \\ V_4 - V_{4s} \end{bmatrix} \\ \Delta \mathbf{Y}(t) = \begin{bmatrix} p - p_s \\ r - r_s \\ c - c_s \end{bmatrix} \end{cases} \quad (7)$$

由此可得四旋翼飞行器的状态空间描述为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}\Delta \mathbf{U}(t) \\ \Delta \mathbf{Y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{X}(t) + \mathbf{D}\Delta \mathbf{U}(t) \end{cases} \quad (8)$$

式中:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{kL_2}{J_p} & \frac{kL_2}{2J_p} & \frac{kL_2}{2J_p} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\sqrt{3}kL_2}{2J_r} & \frac{\sqrt{3}kL_2}{2J_r} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{kL_4}{J_c} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}; D = 0。$$

由测量数据,取 $k = 13.8 \text{ N/V}$, $L_2 = 0.325 \text{ m}$, $J_p = 0.9958 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $J_r = 0.5531 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $J_c = 1.5396 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。至此,四旋翼飞行器的状态方程建立完成。

2 四旋翼飞行器线性二次型最优控制器设计

2.1 线性二次型 LQR 最优控制原理

寻找状态反馈控制率 $U(t)$ 使得式(8)系统稳定,令

$$U(t) = -KX(t) \quad (9)$$

式中, K 为最优状态反馈矩阵。寻找 K 使得以下性能指标取得极小值

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (X^T(t)QX(t) + U^T(t)RU(t)) dt \quad (10)$$

式中: Q 为半正定矩阵,是状态变量的加权矩阵; R 为正定矩阵,是输入变量的加权矩阵。若使性能指标取极小值,需构造 Hamilton 函数

$$H = \frac{1}{2} [X^T(t)QX(t) + U^T(t)RU(t)] + \lambda^T(t) [AX(t) + BU(t)] \quad (11)$$

将式(11)对 U 求导得

$$\frac{\partial H}{\partial U} = RU(t) + B^T \lambda(t) = 0 \quad (12)$$

所以最优控制律

$$U^*(t) = -R^{-1}B^T \lambda(t) \quad (13)$$

令

$$\lambda(t) = PX(t) \quad (14)$$

式中, P 可由 Riccati 方程求出

$$\dot{P} = -PA - A^T P^T + P^T B R^{-1} B^T P^T - Q \quad (15)$$

将式(14)代入式(13)得

$$U^*(t) = -R^{-1}B^T P X(t) = -KX(t) \quad (16)$$

2.2 线性二次型状态反馈调节器设计

由四旋翼飞行器系统的状态空间表达式可知,系统为不稳定开环系统,需引入反馈量组成闭环系统使系统稳定。设计如图 2 所示的线性二次型状态反馈使

其构成闭环系统。

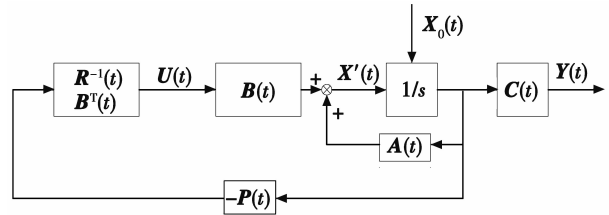


图 2 线性二次型状态反馈结构图

Fig. 2 Structure of linear quadratic state feedback

图 2 中: $A(t)$ 为系统矩阵; $B(t)$ 为控制矩阵; $C(t)$ 为输出矩阵; $P(t)$ 为 Riccati 方程解矩阵; $R(t)$ 为加权矩阵; $X_0(t)$ 为系统初始状态; $X'(t)$ 为状态变量的微分信号; $U(t)$ 为系统控制输入信号; $Y(t)$ 为系统输出。

3 遗传算法优化加权矩阵

线性二次型加权矩阵有两种选取方法:1) 由试验法试凑得出,该方法需要操作者有较多的经验,效率较低,并且得出的加权矩阵不一定是最佳的;2) 通过给定一个性能指标由计算机完成对加权矩阵的选取,从而降低加权矩阵的选择对于经验的依赖。遗传算法是全局优化的搜索算法,适用于解决传统寻优方法难以解决的非凸寻优问题^[13],由编码方法、适应度评价、遗传算子、运行参数 4 个要素^[16]构成。

根据工程实践,常将 R 选为单位阵,只对 Q 进行优化。本系统将 Q 定义为对角阵,使用精英保留策略的 GA 对 Q 进行优化。初始种群由遗传算法生成,各元素取值范围为 $C_i \in [0, 20]$, $i = 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9$, 优化流程如图 3 所示。

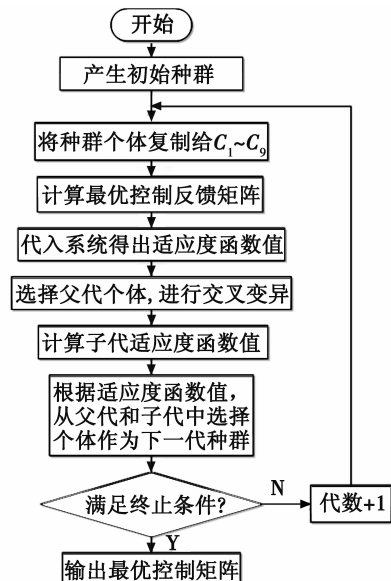


图 3 遗传算法优化流程图

Fig. 3 Optimization flow chart of genetic algorithms
具体运行步骤如下:

- 1) 由遗传算法产生初始种群;
- 2) 将种群个体赋值给 $C_1 \sim C_9$, 计算反馈矩阵及适应度函数值;
- 3) 根据适应度函数值, 随机选取 2 个个体, 使得适应度函数值较小的作为父代;
- 4) 进行交叉变异操作;
- 5) 父代与子代构成新种群进行 3) 的选择操作得到新种群;
- 6) 重复操作 2) ~ 5), 达到要求的代数。

为了编写适应度函数, 需对系统进行离散化处理, 将采样周期 T 设置为 0.0002 s, 使用差商代替微商^[17]的方法将系统近似离散化, 利用式(17), 将导数表示为差商形式, 即

$$\dot{\mathbf{x}}(kT) = \frac{\mathbf{x}(k+1)T - \mathbf{x}(kT)}{T} \quad (17)$$

将式(17)代入式(8)得

$$\frac{\mathbf{x}(k+1)T - \mathbf{x}(kT)}{T} = \mathbf{A}\mathbf{x}(kT) + \mathbf{B}u(kT) \quad (18)$$

所以系统的离散化形式为

$$\mathbf{x}(kT+T) = (\mathbf{I} + \mathbf{T}\mathbf{A})\mathbf{x}(kT) + \mathbf{T}\mathbf{B}u(kT) \quad (19)$$

\mathbf{R} 为正定矩阵, 取单位阵; \mathbf{Q} 为待优化矩阵, 取对角阵形式, $\mathbf{Q} = \text{diag}(C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, C_6, C_7, C_8, C_9)$ 。

则性能指标 $J = \int (X^T \mathbf{Q} X + U^T \mathbf{R} U) dt$ 可表示为

$$J = \int (C_1 x_1^2 + C_2 x_2^2 + C_3 x_3^2 + C_4 x_4^2 + C_5 x_5^2 + C_6 x_6^2 + C_7 x_7^2 + C_8 x_8^2 + C_9 x_9^2 + \mathbf{R}u^2) dt \quad (20)$$

式中, $C_i (0 < i < 10)$ 是对 x_i 的加权, C_i 越大, 表明对该项敏感程度越高, 该项在性能指标中所占的比重也越大。以线性二次型性能指标作为遗传算法的适应度函数, 即

$$J_{fit} = \sum_{j=0}^N [C_1 x_{1j}^2 + C_2 x_{2j}^2 + C_3 x_{3j}^2 + C_4 x_{4j}^2 + C_5 x_{5j}^2 + C_6 x_{6j}^2 + C_7 x_{7j}^2 + C_8 x_{8j}^2 + C_9 x_{9j}^2 + \mathbf{R}u_j^2] \quad (21)$$

式中, $N = 1000$ 为迭代次数。

遗传算法需要设置的运行参数主要包括种群大小、交叉概率、变异概率、初始范围、终止数目等。进入 Matlab2014b, 将式(21)所示的适应度函数编写成 m 文件, 并通过遗传算法工具箱调用。在命令窗口中输入“gatool”可以直接打开遗传算法工具箱。遗传算法工具箱的参数设置如表 1 所示。

表 1 遗传算法工具箱参数设置

Table 1 Parameter settings of genetic algorithm toolbox

种群		杂交		迁移	适应度变换		
种群类型	种群大小	初始化种群创建函数	初始种群范围	杂交交叉操作函数	杂交比例	迁移方向	尺度函数
双矢量	30	常规	[0,20]	中间策略	0.8	向前	顺序
约束参数	选择	混合函数	复制		停止条件		变异
非线性约束优化算法	选择函数	混合功能	精英个数	停滞代数	停滞时限	停滞检验	变异函数 变异率
增广拉格朗日	随机均匀	无	2	100	100	平均变化	常规 0.05

优化过程中适应度函数值变化如图 4 所示。

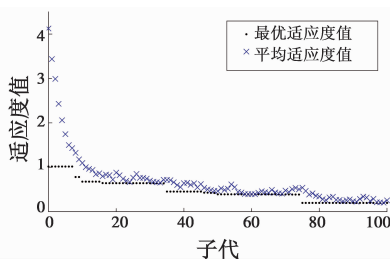


图 4 遗传算法最优个体适应度函数值变化曲线

Fig. 4 Optimal individual value variation of GA

由图 4 可看出, 随着种群的变化, 适应度函数值不断减小, 平均适应度函数值为 0.506936, 最终收敛至 0.394243, 此时为最优个体, 经遗传算法优化加权矩阵 $\mathbf{Q} = \text{diag}(17.572512541715078, 0.07288172016408412, 0.09805210810088338, 19.823426651881316, 1.8556794136729216, 0.04171533204623712, 19.823426651881316, 1.8556794136729216, 0.04171533204623712)$, 可以求得 Riccati 方程解矩阵 \mathbf{P} 为

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} 5.4103 & 0.7770 & 0.3994 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.7770 & 0.2312 & 0.0568 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.3994 & 0.0568 & 1.3421 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 4.1590 & 0.3232 & 0.4051 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.3232 & 0.1315 & 0.0312 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.4051 & 0.0312 & 0.9960 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 10.0936 & 1.5631 & 1.4559 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 1.5631 & 0.7662 & 0.0701 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.4559 & 0.0701 & 0.9300 & 0.0000 \end{bmatrix},$$

通过 Matlab 求出最优状态反馈矩阵为

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} -3.4996 & -1.0415 & -0.2557 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 1.7498 & 0.5207 & 0.1278 & 2.2695 & 0.9232 & 0.2194 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 1.7498 & 0.5207 & 0.1278 & -2.2695 & -0.9232 & -0.2194 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 4.5536 & 2.2320 & 0.2042 & 0.0000 \end{bmatrix},$$

将 \mathbf{K} 代入式(16)可得到最优控制率。

4 控制系统稳定性分析

由 Lyapunov 稳定性理论可知, 线性定常系统稳定需满足以下 3 个条件:

- 1) 存在一个纯量函数 $V(\mathbf{x})$ 是整定的;

2) $\lim_{\|x\| \rightarrow \infty} V(x) = \infty$;

3) $dV(x)/dt$ 为非负定,且对于非零 x ,有 $dV(x)/dt$ 不恒等于零。

证明 由 3 节求得的 Riccati 方程解矩阵 P 易得 P 为正定矩阵。取 Lyapunov 函数 $V(x)$ 为

$$V(x) = x^T P x \quad (22)$$

由于 P 为正定矩阵,则条件 2) 显然成立。

$$\frac{dV(x)}{dt} = \frac{d(x^T P x)}{dt} = \dot{x}^T P x + x^T P \dot{x} \quad (23)$$

将 $\dot{x} = (A - BR^{-1}B^T P)x$ 以及式 (17) 代入式 (23) 得

$$\begin{aligned} \frac{dV(x)}{dt} &= x^T (A^T P - PBR^{-1}B^T P)x + x^T (PA - \\ &PBR^{-1}B^T P)x = x^T (A^T P - 2PBR^{-1}B^T P + PA) x = \\ &x^T (-Q - PBR^{-1}B^T P)x \end{aligned} \quad (24)$$

由式 (24) 可知, $\frac{dV(x)}{dt}$ 为非负定。现利用反证法证明

$\frac{dV(x)}{dt}$ 不恒等于零,假设 $\forall x \neq 0$ 均有 $dV(x)/dt \equiv 0$,则由式 (24) 可知

$$\begin{cases} x^T Q x \equiv 0 \\ x^T PBR^{-1}B^T P x = (R^{-1}B^T P x)^T R (R^{-1}B^T P x) \equiv 0 \end{cases} \quad (25)$$

将式 (16) 代入式 (25) 得

$$U^{T*}(t) R U^*(t) \equiv 0 \quad (26)$$

由于 R 为正定矩阵,所以必有 $U^*(t) \equiv 0$,这与 $U^*(t)$ 不恒为零相矛盾,因此 $dV(x)/dt$ 不恒等于零。由上述论证可知, $V(x)$ 满足 Lyapunov 稳定的 3 个条件,系统是大范围渐进稳定的。

5 控制器仿真及结果分析

在传统线性二次型算法中,通过多次试凑得到一组使得系统具有良好性能的矩阵,即

$$Q = \text{diag}(10 \ 0.01 \ 0.1 \ 10 \ 0.01 \ 0.5 \ 0.1 \ 1 \ 1),$$

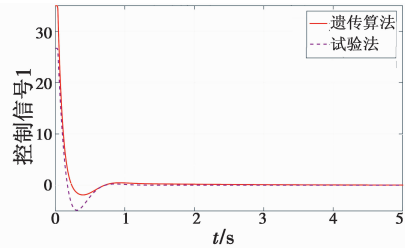
并得到状态方程反馈矩阵为

$$K = \begin{bmatrix} -2.6698 & -0.8928 & -0.2582 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 1.3349 & 0.4464 & 0.1291 & 2.3631 & 0.5844 & 0.5000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 1.3349 & 0.4464 & 0.1291 & -2.3631 & -0.5844 & -0.5000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.8869 & 0.3433 & 1.0000 \end{bmatrix} \quad (27)$$

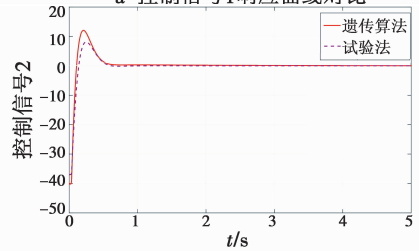
图 5 所示为通过遗传算法得出的 4 个控制信号与基于试验法得出的 4 个控制信号的对比。由该曲线可知,通过遗传算法得出的控制信号具有较快的响应速度和收敛速度,且曲线的波动较小,所需总的控制能量更少,因此通过遗传算法求得的控制信号更优。图 5 中,控制信号 2 和 4 均出现了高于试验法的超调,这是由于控制信号 2 和 4 控制巡航状态,遗传算法优化得出的反馈矩阵适当增加了这 2 个控制信号的能量,用以改善巡航状态响应缓慢的问题。

通过 Matlab 中的 Simulink 建立模拟仿真图能够更

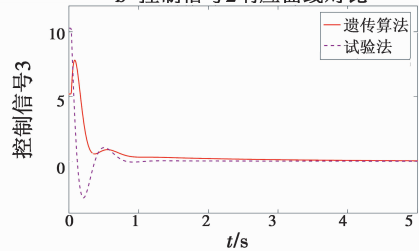
为直观地认识整个系统结构。线性二次型控制系统仿真结构如图 6 所示。



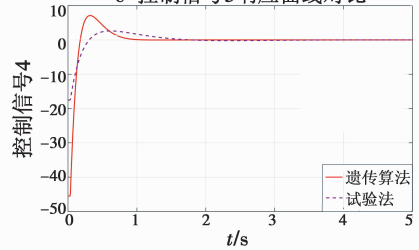
a 控制信号1响应曲线对比



b 控制信号2响应曲线对比



c 控制信号3响应曲线对比



d 控制信号4响应曲线对比

图 5 遗传算法与试验法控制信号对比

Fig. 5 Control signal contrast of genetic algorithm and experimental method

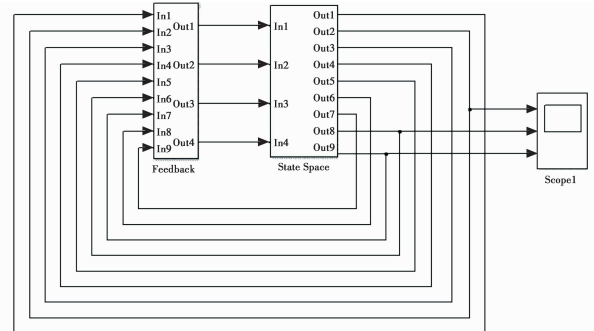


图 6 线性二次型控制系统仿真结构图

Fig. 6 Structure diagram of linear quadratic simulation

图 7 中分别为通过遗传算法和试验法获得的飞行器俯仰、翻转、巡航 3 种状态响应。仿真时间为 5 s,系统初始状态值为 10。从图 7 的曲线可以得出以下

基本分析:

1) 对于翻转状态,遗传算法与试验法所得结果较为接近,都能够在1~2 s内快速达到稳定状态,且均具有较小的超调量;

2) 对于俯仰状态,遗传算法与试验法相比,响应速度更高,且几乎没有超调,在1 s左右便已趋于稳定,因此通过遗传算法优化的四旋翼飞行器对于俯仰动作的执行更为迅速;

3) 对于巡航状态,遗传算法则表现出明显的优势,超调量由原来的3缩减到0,稳定时间也由原来的4 s缩减到1 s以内,由此可见,通过遗传算法优化后,四旋翼飞行器的巡航动作得到了大幅度优化提升,响应速度更高,稳定时间更短。

线性二次型控制的性能取决于系统变量的加权系数,试验方法依靠经验试凑不能保证加权矩阵取得最优值,且难以获得全局最优值,而遗传算法具有全局优化的特点,可以自适应地调整加权矩阵,使其达到更为优良的控制效果。

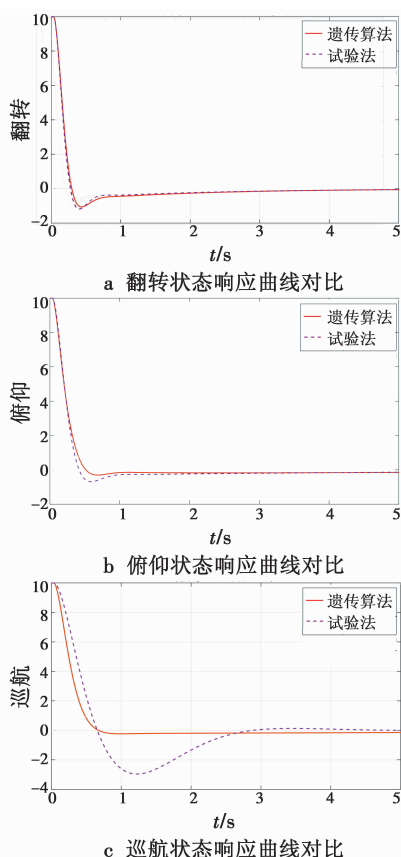


图7 基于遗传算法与试验法的最优控制状态响应对比

Fig. 7 Optimal control state responses based on genetic algorithm and experimental method

6 结论

四旋翼飞行器是一个存在耦合的不稳定系统,但

又是一个可控系统,可通过设计相应控制器使其以较快速度达到稳定状态。可通过分析四旋翼飞行器的动力学方程建立其数学模型,采用线性二次型方法设计最优控制调节器,将原先开环不稳定的系统变为闭环稳定系统,并且通过遗传算法对LQR加权矩阵进行优化可以得到更优的控制信号,同时减少了系统的调整时间和超调量,提高了系统的响应速度。

参考文献

- [1] 岳基隆,张庆杰,朱华勇. 微小型四旋翼无人机研究进展及关键技术浅析[J]. 电光与控制,2010,17(10):46-52.
- [2] 陈宗基,张汝麟,张平,等. 飞行器控制面临的机遇与挑战[J]. 自动化学报,2013,39(6):703-710.
- [3] 吴森堂,费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [4] SUN J L, LIU C S, LU K, et al. Optimal robust control for attitude of quad-rotor aircraft based on SDRE[C]//Control Conference, IEEE, 2015:2333-2337.
- [5] 杜玉虎,房建成,盛蔚,等. 一种小型无人直升机自主起飞控制方法[J]. 自动化学报,2012,38(8):1385-1392.
- [6] 许璟,蔡晨晓,李勇奇,等. 小型四旋翼无人机双闭环轨迹跟踪与控制(英文)[J]. 控制理论与应用,2015,32(10):1335-1342.
- [7] 丁少宾,肖长诗,刘金根,等. X型四旋翼无人机建模及四元数控制[J]. 系统仿真学报,2015,27(12):3057-3062.
- [8] 许喆. 基于SMC的四旋翼无人机抗风扰研究[J]. 电光与控制,2017,24(1):67-71.
- [9] LI Y B, WANG G. Quad-rotor airship modeling and simulation based on backstepping control[J]. International Journal of Control and Automation, 2013, 6(5):369-384.
- [10] 李瑞琪,王洪福,李瑞雪,等. 基于模型参考自适应的四旋翼飞行器控制[J]. 计算机测量与控制,2013,21(12):3260-3271.
- [11] 曾小勇,彭辉,吴军. 四旋翼飞行器的建模与姿态控制[J]. 中南大学学报:自然科学版,2013,44(9):3693-3700.
- [12] 刘丽丽. 四旋翼飞行仿真器的建模及控制方法的研究[D]. 长沙:中南大学,2009.
- [13] 童新,宋召青,于华国. 基于遗传算法的线性二次型最优控制器设计及仿真[J]. 航天控制,2013,31(5):8-12.
- [14] 刘莉欣. 微小型四旋翼飞行器辨识建模研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
- [15] 韩雨桐. 四旋翼无人机飞行控制方法研究[D]. 沈阳:东北大学,2014.
- [16] 杨智民,王旭,庄显义. 遗传算法在自动控制领域中的应用综述[J]. 信息与控制,2000,29(4):329-339.
- [17] 张立迎. 直线二级倒立摆稳定控制研究[D]. 济南:山东大学,2009.