

文章编号: 1001-0920(2016)12-2248-07

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2015.0781

基于人工蜂群算法的无人直升机 LQG/LTR 控制律优化设计

马瑞, 吴洪涛, 丁力

(南京航空航天大学 机电学院, 南京 210016)

摘要: 针对无人直升机线性二次型高斯/回路传输恢复(LQG/LTR)飞行控制律设计中加权矩阵的选定问题, 提出一种基于人工蜂群算法优化控制器加权矩阵的方法. 采用 LQG/LTR 控制方法设计无人直升机的内外环自主飞行控制系统; 利用蜂群算法的全局寻优能力, 通过最小化性能指标对状态反馈控制器进行优化; 在系统噪声和阵风的干扰下, 对该无人直升机飞行控制系统进行轨迹跟踪仿真. 研究表明, 该优化设计方法提高了控制器的设计效率, 优化后的控制器的跟踪性能和鲁棒性有了明显提高.

关键词: 无人直升机; 线性二次型高斯/回路传输恢复; 人工蜂群算法; 姿态控制; 轨迹跟踪

中图分类号: TP242

文献标志码: A

Optimal LQG/LTR controller for small-scale unmanned helicopter based on artificial bee colony algorithm

MA Rui, WU Hong-tao, DING Li

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China. Correspondent: MA Rui, E-mail: 714526302@qq.com)

Abstract: Aimmin at adjusting weighting matrices in the design of the linear quadratic Gaussian/loop transfer recovery(LQG/LTR) flight control law for a small-scale unmanned helicopter, an optimal tuning method based on the artificial bee colony(ABC) algorithm is proposed. By using the LQG/LTR robust control method, the designe of a two-loops hierarchical control scheme for automatic flight control of the helicopter is completed. In order to optimize the feedback controller, the global search capability of the ABC algorithm is adapted to minimize the performance index. A series of flight simulation in consideration of the disturbance of wind turbulence and system noise are conducted to investigate the effectiveness and the control performance of the proposed scheme. The simulation results show the feasibility and superiority of the proposed ABC algorithm in respect to improving the robustness and performance of the controller.

Keywords: unmanned helicopter; LQG/LTR; artificial bee colony algorithm; attitude control; trajectory tracking

0 引言

无人直升机具备空中悬停、低速巡航、垂直起降等特点, 已广泛应用于救灾勘察、电力巡线、战场监视等领域, 近年来成为国内外研究的热点^[1-2]. 然而, 无人直升机是一种多变量、强耦合、不稳定的系统, 存在诸多不确定因素, 对控制系统的性能和鲁棒性要求很高^[3]. 目前, 对于无人直升机轨迹跟踪控制的方法有很多, 如 LQR 控制^[4]、鲁棒 H_∞ 控制技术^[5]、线性自抗扰控制^[6]等. LQG/LTR 方法^[7]是一种采用回路频域成形及开环奇异值恢复技术的现代鲁棒控制方法, 已广泛应用于飞行控制系统设计中. 文献 [8] 针对

一类短距起落飞行器采用 LQG/LTR 方法设计了鲁棒控制器; Shin 等^[9]利用 LQG/LTR 方法完成了 SF-40 无人直升机的轨迹跟踪控制. 然而, LQG/LTR 方法中加权矩阵的选取对控制器性能的影响很大, 以往的选取方式过分依赖于设计者的经验, 实施起来费时耗力.

人工蜂群算法(ABC)是一种有效的全局寻优工具, 已成功地应用于解决高超声速再入轨道优化^[10]、连续优化问题^[11]、控制器优化(如 PID 控制^[12]、LQR 控制^[13]、模糊控制^[14])等问题. 为了解决 LQG/LTR 技术中加权矩阵的选取问题, 本文以无人直升机为被控制对象, 将 ABC 应用到 LQG/LTR 控制律的优化设计

收稿日期: 2015-06-18; 修回日期: 2016-01-13.

基金项目: 国家自然科学基金项目(BE2013003-1); 江苏省科技支撑计划重点项目(BE2013010-1, BE2013010-2).

作者简介: 马瑞(1989—), 男, 博士生, 从事空中机器人、智能算法的研究; 吴洪涛(1962—), 男, 教授, 博士生导师, 从事并联机构、机器人等研究.

中. 另外, 通过轨迹跟踪的抗干扰仿真对控制器的性能进行了分析与验证. 结果表明, 所设计的控制器具有较好的轨迹跟踪性能和鲁棒性.

1 动力学模型

本文飞行控制系统的控制对象是 TREX-600 小型无人直升机的 12 维线性模型, 建模过程见文献 [15]. 坐标系采用大地坐标系 $O_E X_E Y_E Z_E$ 和机体坐标系 $O_B X_B Y_B Z_B$. 根据小扰动线性化理论^[16], 该无人直升机在悬停状态下的线性模型已在本课题组先前的工作中获得^[15], 即

$$\dot{x} = Ax + Bu. \tag{1}$$

其中: $x = [u \ v \ w \ p \ q \ \phi \ \theta \ a_s \ b_s \ r \ \delta_{ped} \ \psi]^T$ 为状态向量 (物理意义参见文献 [5]), a_s 和 b_s 为主旋翼挥舞角, 是不可测变量, 需要设计状态观测器进行控制; $u = [\delta_{col} \ \delta_{lat} \ \delta_{lon} \ \delta_{ped}]^T$ 为输入向量, δ_{lat} 和 δ_{lon} 分别为直升机横向和纵向的周期变距, δ_{col} 和 δ_{ped} 分别为主旋翼和尾桨的总距; A 和 B 的标称值分别为

$$A = \begin{bmatrix} -0.1064 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.02873 & 0 & 0 & 0 & 0 & 9.7807 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -7.10480 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.0106 & -0.9456 & 0 & -8.0143 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.1215 & 0.3012 & 0 & 0 & 0.2456 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.051 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & 0.051 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1.3975 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -9.7807 & -9.7807 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 9.7807 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2.0663 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 62.578 & 78.3182 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1.2648 & -23.1095 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1382 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1382 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.4905 & -0.7884 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 4.5578 & -0.9810 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -8.0137 & 0 & 0 \\ -5.8015 & 0 & 0 & 9.2156 & -4.0126 \\ 0 & 7.2462 & 0 & -5.6877 & -8.5145 \\ 0 & 0 & 7.0868 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 11.5558 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 6.4578 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -5.2111 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.7884 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T.$$

基于线性模型 (1), 将飞行控制系统设置在 LQG/LTR 方法的框架内. 为了进一步检验飞行控制系统的抗干扰能力, 将噪声干扰和阵风干扰一并作为系统动态特性的干扰输入, 故线性模型 (1) 可改写为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + w + Dd, \\ y = Cx + v. \end{cases} \tag{2}$$

其中: w 和 v 为系统噪声和输出噪声; D 为风扰输入矩阵, 在本文中由 A 的前 3 列构成; d 为机体坐标系下的风扰速度向量, 根据文献 [17], 可由独立的 Gauss-Markov 过程生成, 即

$$\begin{cases} \dot{d} = Wd + B_w g, \\ y_w = Dd, \end{cases} \tag{3}$$

g 为三维互相独立的零均值噪声; w 为时间常数矩阵; B_w 为干扰输入矩阵.

2 控制系统设计

本文的飞行控制系统主要由轨迹控制器和姿态控制器以及它们中间的转换环节构成, 如图 1 所示. 内环姿态控制器不仅保证系统稳定, 而且能够跟踪外环位置控制器给出的姿态角参考指令; 在内环闭合的基础上, 外环控制器根据参考轨迹和内环提供的位置、速度信息得到加速度指令; 中间转换环节负责坐标系转换以及参考指令的连接.

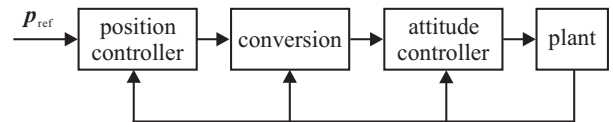


图 1 内外环控制结构

2.1 姿态控制器设计

从式 (1) 的模型中提取内环姿态动力学模型

$$\begin{cases} \dot{x}_{in} = A_{in}x_{in} + B_{in}u_{in}, \\ y_{in} = C_{in}x_{in}. \end{cases} \tag{4}$$

其中: x_{in} 为内环状态变量, u_{in} 为内环输入向量, y_{in} 为内环输出向量. 相应的描述如下:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{in} = [p \ q \ \phi \ \theta \ a_s \ b_s \ r \ \delta_{ped} \ \psi]^T, \\ \mathbf{u}_{in} = [\delta_{lat} \ \delta_{lon} \ \delta_{ped}]^T, \mathbf{y}_{in} = [\phi \ \theta \ \psi]^T. \end{cases} \quad (5)$$

为消除稳态跟踪误差,利用 LQI (linear quadratic integral) 控制器进行全反馈控制, Kalman 滤波器提供状态向量的估计值,从而控制直升机跟踪姿态角参考指令. 内环控制器结构如图 2 所示. 其中: $\mathbf{r} = [\phi_r, \theta_r, \psi_r]^T$ 为内环系统的跟踪值, $\mathbf{x}_i = \int_0^t (\mathbf{r} - \mathbf{y}_{in}) dt$ 是误差的积分变量, $\hat{\mathbf{x}}$ 为 Kalman 滤波器对 \mathbf{x}_{in} 的估计值, δ_{col} 为总距指令, 由外环给出.

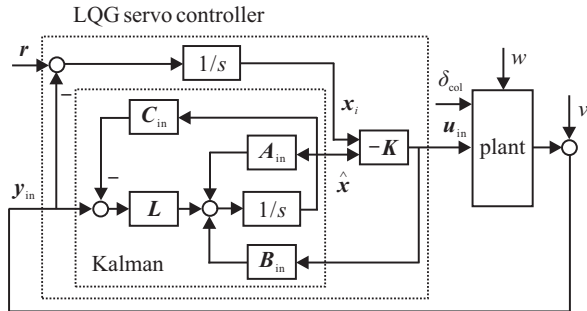


图 2 内层姿态控制器

姿态控制器的状态空间可表示为

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}} \\ \dot{\mathbf{x}}_i \end{cases} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{in} - \mathbf{B}_{in}\mathbf{K}_x - \mathbf{L}\mathbf{C}_{in} & -\mathbf{B}_{in}\mathbf{K}_i \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{x}} \\ \mathbf{x}_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{L} \\ \mathbf{I} & -\mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{y} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$\mathbf{u} = [-\mathbf{K}_x \quad -\mathbf{K}_i] \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{x}} \\ \mathbf{x}_i \end{bmatrix}.$$

根据 LQG/LTR 设计的分离原理, 控制系统的设计可以分为两步.

1) 目标反馈回路设计.

设计 LQI 的反馈控制律 $\mathbf{u}_{in} = -\mathbf{K}\bar{\mathbf{x}}$ 使得二次型性能指标 J 取得最小值. 反馈矩阵 \mathbf{K} 由求解相应的 Riccati 方程得到. 通过调整加权矩阵的值使得目标反馈回路满足系统在时域和频域上的相应的要求. 有

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [\bar{\mathbf{x}}^T \mathbf{Q} \bar{\mathbf{x}} + \mathbf{u}_{in}^T \mathbf{R} \mathbf{u}_{in}] dt. \quad (7)$$

其中: $\bar{\mathbf{x}} = [\mathbf{x}_{in} \ \mathbf{x}_i]^T$, $\mathbf{Q} = \text{diag}(0, \dots, 0, n_1, n_2, n_3)$ 和 $\mathbf{R} = \text{diag}(n_4, n_4, n_4)$ 为 LQI 的加权矩阵.

2) 回路传递恢复 (LTR) 设计.

Kalman 滤波器的增益矩阵 \mathbf{L} 可以通过下式计算:

$$\begin{cases} \mathbf{L} = \mathbf{P}_f \mathbf{C}_{in}^T \mathbf{R}_f^{-1}, \\ \mathbf{P}_f \mathbf{A}_{in}^T + \mathbf{A}_{in} \mathbf{P}_f - \mathbf{P}_f \mathbf{C}_{in}^T \mathbf{R}_f^{-1} \mathbf{C}_{in} \mathbf{P}_f + \mathbf{G} \mathbf{Q}_f \mathbf{G}^T = 0. \end{cases} \quad (8)$$

其中: \mathbf{P}_f 为里卡蒂方程的解, \mathbf{Q}_f 和 \mathbf{R}_f 分别为过程噪声 w 与测量噪声 v 的协方差矩阵. 选择合适的加权矩阵使目标反馈回路固有的鲁棒特性在被控对象的输出端得到恢复.

2.2 位置控制器设计

在大地坐标系 $O_E X_E Y_E Z_E$ 下, 无人机的轨迹动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{p}}_n = \mathbf{v}_n, \\ \dot{\mathbf{v}}_n = \mathbf{a}_n. \end{cases} \quad (9)$$

其中: $\mathbf{v}_n = [v_x \ v_y \ v_z]^T$ 为速度向量, $\mathbf{a}_n = [a_x \ a_y \ a_z]^T$ 为加速度向量, $\mathbf{p}_n = [x \ y \ z]^T$ 为直升机在大地坐标系下的位置.

可以看出式 (9) 实际上是一个 LTI 系统, 即

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{out} = \mathbf{A}_{out} \mathbf{x}_{out} + \mathbf{B}_{out} \mathbf{u}_{out}, \\ \mathbf{y}_{out} = \mathbf{C}_{out} \mathbf{x}_{out}. \end{cases} \quad (10)$$

其中: $\mathbf{y}_{out} = \mathbf{p}_n$ 为外环系统输出量, $\mathbf{x}_{out} = [\mathbf{p}_v \ \mathbf{v}_n]^T$ 为外环状态向量, $\mathbf{u}_{out} = \mathbf{a}_n$ 为外环控制向量, 系统矩阵 \mathbf{A}_{out} 和 \mathbf{B}_{out} 分别为

$$\mathbf{A}_{out} = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_{out} = \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{I} \end{bmatrix}. \quad (11)$$

由于外环的状态变量 \mathbf{x}_{out} 是可测的, 可进行 LQI 全反馈控制. 设外环 LQI 控制器的加权矩阵为 $\mathbf{Q}_p = \text{diag}(0, \dots, 0, n_5, n_6, n_7)$ 和 $\mathbf{R}_p = \text{diag}(n_8, n_8, n_8)$. 求解相应的代数里卡蒂方程可以得到外环 LQI 控制器的反馈矩阵.

外环轨迹控制器的结构如图 3 所示. 利用 LQI 反馈控制律 $\mathbf{u}_{out} = -\mathbf{F}[\mathbf{x}_{out} \ \mathbf{x}_p]^T$ 对速度、位置信息进行负反馈, 得到加速指令 \mathbf{u}_{out} , 再通过式 (17) 转换成控制指令 $\tilde{\mathbf{u}}_{out}$, 从而控制位置向量 \mathbf{p}_n 精确跟踪参考轨迹 $\mathbf{p}_{ref} = [x_r \ y_r \ z_r]^T$, 而偏航角指令 ψ_r 则直接由轨迹生成器获得.

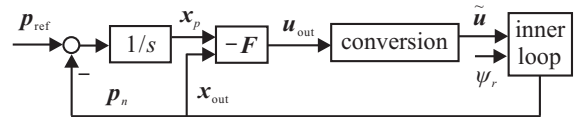


图 3 外层轨迹控制器

外环控制量 \mathbf{u}_{out} 的物理意义是大地坐标下的加速度指令, 而内环闭合后需要的控制指令为直升机的总距信号和姿态角指令 $[\delta_{col} \ \phi_r \ \theta_r \ \psi_r]^T$, 其中的 $\tilde{\mathbf{u}} = [\delta_{col} \ \phi_r \ \theta_r]^T$ 是直升机的升降、横滚和俯仰动作的控制指令, 被加速度指令 \mathbf{u}_{out} 控制. 直升机的偏航动力学相对独立, 一般忽略其对直升机平移运动的影响. 因此, 转换环节由如下两步完成:

1) 由于姿态角是可测的, 可以通过欧拉角旋转矩阵 \mathbf{R} 得到机体坐标下的加速度指令 $\mathbf{u}_{b,r}$, 即

$$\mathbf{u}_{b,r} = \mathbf{R}^{-1}\mathbf{u}_{out}; \quad (12)$$

2) 内环闭合后, 计算 $\mathbf{u}_{b,r}$ 到 $\tilde{\mathbf{u}}$ 的稳态增益矩阵^[18]. 由 2.1 节得到的内环闭合系统为

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}_k\tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{B}_k\mathbf{r}. \quad (13)$$

其中

$$\mathbf{A}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{in} - \mathbf{B}_{in}\mathbf{K}_x & -\mathbf{B}_{in}\mathbf{K}_i \\ -\mathbf{C}_{in} & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \mathbf{A}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I} \end{bmatrix}. \quad (14)$$

将机体坐标系 $O_B X_B Y_B Z_B$ 下的加速度向量 $\mathbf{a}_b = [\dot{u} \ \dot{v} \ \dot{w}]^T$ 视为内环闭合系统的输出, 有

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}_k\tilde{\mathbf{x}} + \tilde{\mathbf{B}}_k\tilde{\mathbf{u}}, \\ \mathbf{a}_b = \mathbf{C}_g\tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{D}_g\tilde{\mathbf{u}}. \end{cases} \quad (15)$$

其中: \mathbf{C}_g 和 \mathbf{D}_g 由线性模型 (1) 中涉及加速度的相关方程构成, $\tilde{\mathbf{B}}_k$ 由调整 \mathbf{B}_k 得到. 在内环镇定的条件下, 可得到由 $\tilde{\mathbf{u}}$ 到 \mathbf{a}_b 的稳态增益矩阵 \mathbf{G}_a , 即

$$\mathbf{G}_a = -\mathbf{C}_g\mathbf{A}_k^{-1}\tilde{\mathbf{B}}_k + \mathbf{D}_g, \quad (16)$$

$$\tilde{\mathbf{u}} = \mathbf{G}_a^{-1}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{u}_{out}. \quad (17)$$

2.3 人工蜂群算法优化 LQG/LTR 控制律

基于人工蜂群算法的无人直升机 LQG/LTR 控制律的优化设计是根据一个目标函数来确定加权矩阵 \mathbf{Q} 、 \mathbf{R} 、 \mathbf{Q}_P 和 \mathbf{R}_P 的最优值. 根据最优控制原理, LQG 的反馈矩阵由加权矩阵唯一决定, 不同的加权矩阵直接影响闭环系统的性能. 因此, 通过将一组加权矩阵的参数作为人工蜂群算法的食物源, 并设定目标函数表示闭环系统的性能就可以将 LQG/LTR 控制律的优化问题转化为含有 n 维向量的人工蜂群算法的寻优过程. 为了获得理想的动态特性和稳定性, 本文基于误差绝对值乘时间的积分性能指标 (ITAE), 同时考虑到无人直升机对控制量的限制, 选取下式作为目标函数:

$$F_i = \int_0^\infty [l_1 t |e(t)| + l_2 \mathbf{u}^T \mathbf{u}] dt. \quad (18)$$

其中: $e(t)$ 为无人机位置跟踪的距离误差; \mathbf{u} 为无人机控制向量; l_1 和 l_2 分别为 ITAE 性能指标和控制量的二次型函数积分的加权系数, 可以根据实际情况调整. 因此, 基于上文设计的无人直升机内外环控制系统和具体的目标函数, 人工蜂群算法对控制器的优化过程实际上就是选取最优的加权矩阵使系统的目标函数 F_i 取最小值.

人工蜂群算法是对蜂群采蜜行为的模拟, 包括 3 部分: 雇佣蜂、待工蜂和蜜源. 其中, 待工蜂又分为跟随蜂和侦查蜂. 将待优化加权矩阵 \mathbf{Q} 、 \mathbf{R} 、 \mathbf{Q}_P 和 \mathbf{R}_P 的参数 (n_1, n_2, \dots, n_8) 作为人工蜂群算法的蜜源. 蜜源的好坏由收益度来表示, 收益度越高, 控制器的性能越好, 收益度最高的蜜源就是加权矩阵的最优值.

利用人工蜂群算法优化直升机 LQG/LTR 控制律的具体步骤如下.

Step 1: 种群初始化. 通过下式生成一组 8 维向量 $\mathbf{x}_i (i = 1, 2, \dots, SN)$ 作为蜜源, 对应于一组加权矩阵参数 (SN 为蜜源个数, 雇佣蜂和待工蜂的数目都为 $SN/2$):

$$\begin{cases} \mathbf{x}_i = (n_{i1}, n_{i2}, \dots, n_{i8}), \\ n_{ij} = n_{\min} + \text{rand}(0, 1) \times (n_{\max} - n_{\min}). \end{cases} \quad (19)$$

其中: n_{ij} 为蜜源中的元素, n_{\min} 和 n_{\max} 分别是 n_{ij} 取值的下限和上限.

Step 2: 选择目标蜜源. 通过下式分别计算每一个蜜源的收益度, 保留收益度较高的 $SN/2$ 个解作为目标蜜源:

$$\text{fit}_i = \frac{1}{1 + F_i}, \quad (20)$$

其中 fit_i 是蜜源收益度.

Step 3: 雇佣蜂搜索. 针对第 iter 代任意一个目标蜜源 $\mathbf{x}_i^{\text{iter}}$, 根据下式生成新蜜源 \mathbf{v}_i , 并择优保留收益度高的蜜源:

$$\begin{cases} \mathbf{v}_i = (v_{i1}, \dots, v_{ij}, \dots, v_{i8}), \\ v_{ij} = n_{ij}^{\text{iter}} + \text{rand}(-1, 1) \times (n_{ij}^{\text{iter}} - n_{rj}^{\text{iter}}), r \neq i. \end{cases} \quad (21)$$

Step 4: 跟随蜂搜索. 根据下式跟随蜂按照轮盘赌的选择方式, 对拥有较优蜜源的雇佣蜂进行跟随:

$$p_i = \frac{\text{fit}_i}{\sum_{i=1}^{SN/2} \text{fit}_i}. \quad (22)$$

Step 5: 侦察蜂搜索. 当搜索次数 trial 大于阈值 Limit 时, 如果存在且不是当前最优解, 则蜜源 \mathbf{x}_i 就会被放弃, 相应地雇佣蜂也会变成侦察蜂, 根据式 (21)

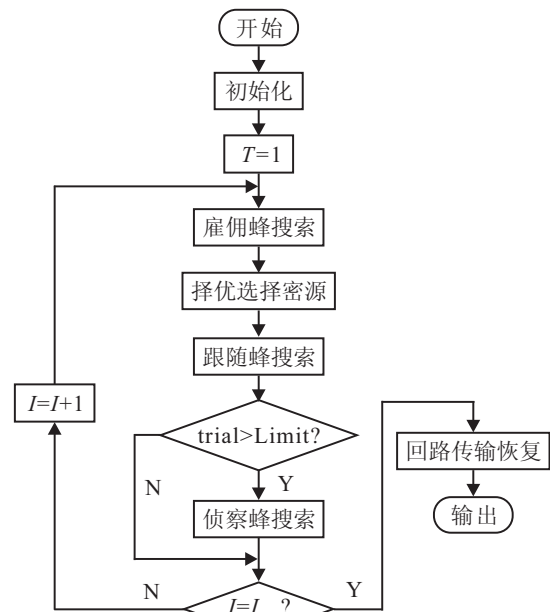


图 4 ABC 算法优化 LQG 流程

寻找新的蜜源。

Step 6: 求解出当前最优解并记录, 然后返回到 Step 2, 使种群进化到下一代并反复循环, 直到 $I = I_{max}$. 得到全局最优解后, 计算内环开环系统 $(A_K, B_K, K, 0)$ 的奇异值曲线, 并作为目标反馈回路。

Step 7: 回路传输恢复. 设定 $Q_f = \rho I, R_f = I$ 作为 Kalman 滤波器的协方差矩阵, 得到带有 Kalman 滤波器的开环控制系统, 见式 (6). 设开环控制系统的传递函数为 G_g , 被控平台的传递函数为 G , 则回路传递函数为 GG_g . 调整 ρ 的大小, 使得回路传递函数的奇异值曲线尽量接近目标反馈回路的结果, 从而完成了回路传输恢复。

综上所述, 算法的流程如图 4 所示。

3 仿真结果

在 Matlab2012b 的环境下, 针对直升机线性模型 (1), 完成了本文设计的直升机 LQG/LTR 控制器加权矩阵优化与轨迹跟踪仿真。

ABC 中的参数设置为: $SN = 20, Limit = 5, I_{max} = 50$. 此外, 将本文算法与文献 [16] 中提出的 GA 作对比, 设置 GA 中抗体个数为 20, 杂交率为 0.8, 变异率为 0.1, 进化最大代数数为 50. 两种算法的迭代过程如图 5 所示。

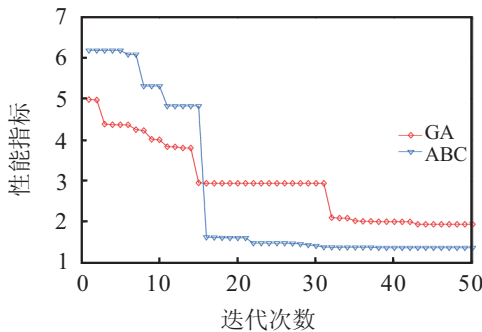
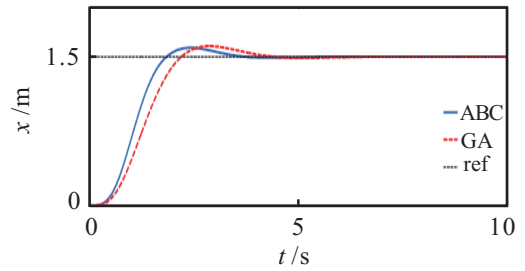


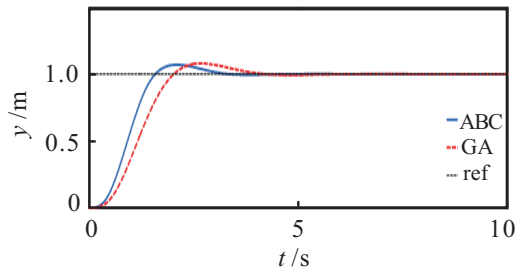
图 5 两种算法迭代曲线对比

由图 5 可以看出, ABC 在 16 代开始收敛, 而 GA 在 32 代才开始收敛; ABC 的最优性能指标为 1.379, 而 GA 为 1.948. 这说明 ABC 与 GA 相比, 优化效率更高, 全局寻优能力更强. 另外, 由两种算法优化得到的位置响应曲线如图 6 所示. 仿真结果表明了 X_E, Y_E, Z_E 三个通道之间的解耦, 而且 ABC 优化的控制器超调量、响应时间等都有更好的表现。

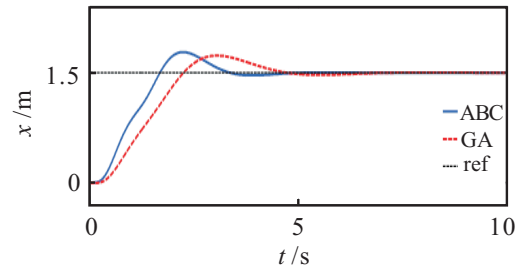
针对 ABC 优化后的开环系统, 回路传输恢复情况如图 7 所示. 可以看出, GG_g 的奇异值曲线在中低频段与目标反馈回路非常接近, 具有良好的稳态特性和动态品质, 而在高频段幅值更低, 这有利于抑制高频干扰. 这说明, 回路传输恢复取得了满意的结果. 表 1 为 ABC 优化后的 LQG/LTR 控制器全部加权矩阵参数。



(a) x 方向轨迹



(b) y 方向轨迹



(c) z 方向轨迹

图 6 位置控制阶跃响应

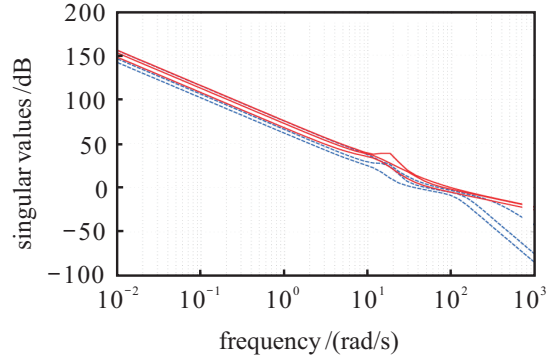


图 7 平台输入端回路传输恢复情况

表 1 ABC 优化的 LQG/LTR 控制器优化参数

参数	数值
Q	diag (17 920.8 , 5 401.4 , 14 368.8)
R	diag (0.01, 0.01, 0.01)
Q_p	diag (4 314.2, 9 816.7, 18 239.9)
Q_f	$I_{3 \times 3} \times 10^8$
R_f	$I_{3 \times 3}$

采用本文得到的控制器, 针对式 (2) 定义的干扰动力学系统进行“8”字型爬升曲线的轨迹跟踪控制。

过程噪声和输出噪声均设定为 0.000 8 dB 的高斯白噪声.

图 8~图 10 详细展示了轨迹控制仿真结果. 可以看出, 与 GA 相比, 经 ABC 优化得到的轨迹跟踪误差更小, 对干扰的抑制更强. 直升机姿态角均在合理变化范围内, 表明了本文设计的轨迹控制器是物理可实现的.

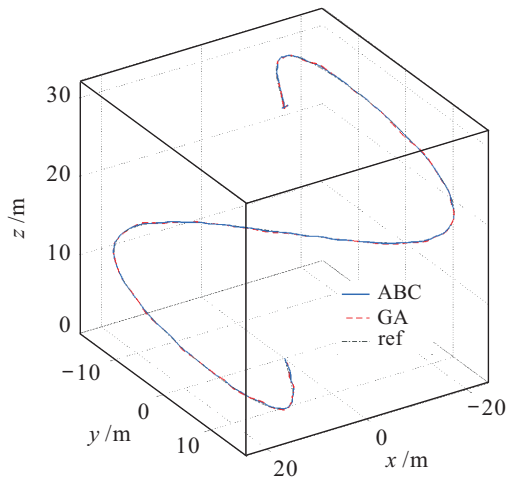
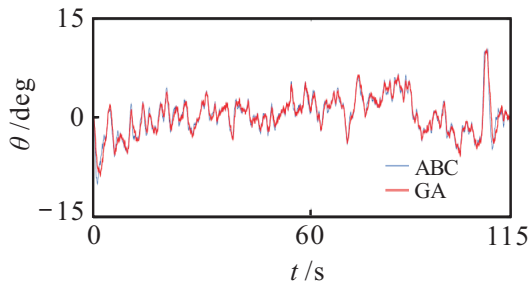
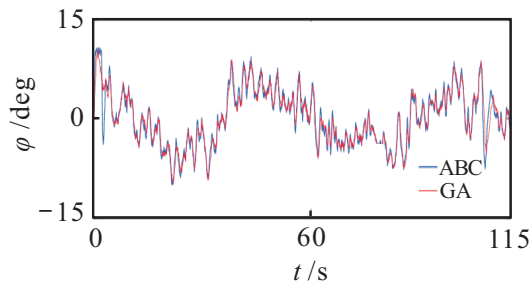


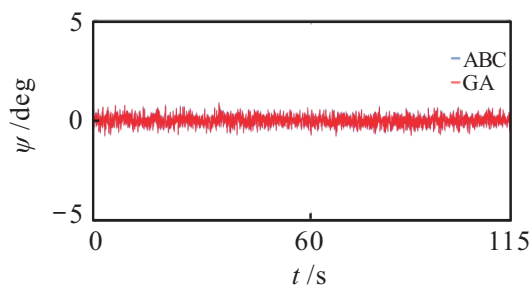
图 8 扰动作用下轨迹跟踪曲线



(a) 俯仰角

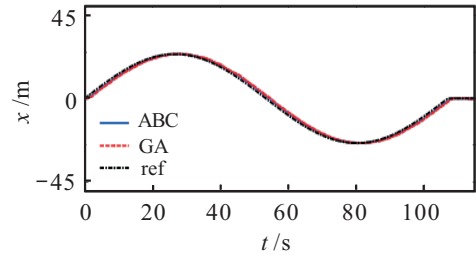


(b) 横滚角

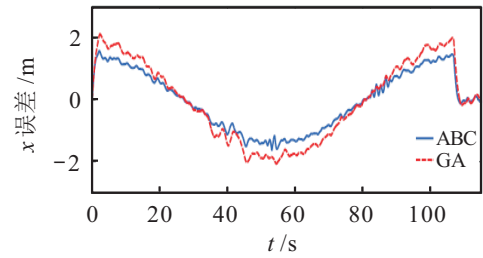


(c) 偏航角

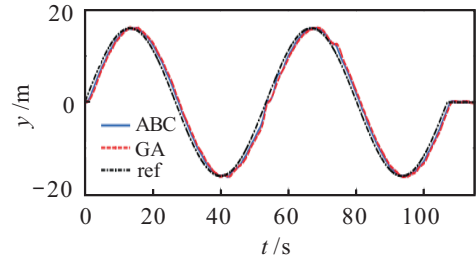
图 9 直升机姿态角



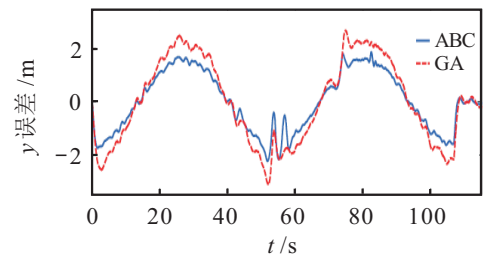
(a) 跟踪轨迹在 x 轴投影



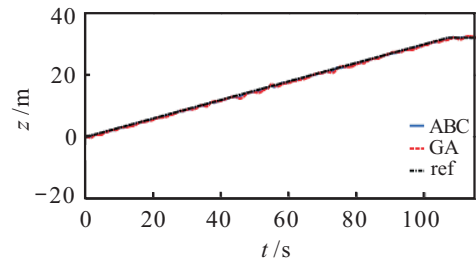
(b) x 轴跟踪轨迹误差



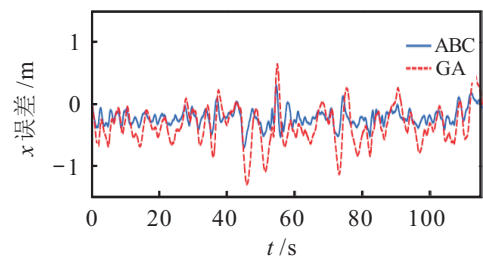
(c) 跟踪轨迹在 y 轴投影



(d) y 轴跟踪轨迹误差



(e) 跟踪轨迹在 z 轴投影



(f) z 轴跟踪轨迹误差

图 10 轨迹跟踪性能分析

4 结 论

为无人直升机设计抗干扰、性能高的自主飞行控制系统是充分发掘其应用潜能的关键,具有重要的理论研究和工程应用价值. 本文针对无人直升机 LQG/LTR 飞行控制器设计中最优反馈控制律的加权矩阵选定问题,提出了一种基于 ABC 的 LQG/LTR 优化设计方法. 该方法利用 ABC 自动优化反馈控制器的加权矩阵,并通过平台输入端的 LTR 使得 LQG 结构下的鲁棒性恢复到直接状态反馈的效果. 同时,为了验证本文方法的有效性,利用 GA 进行了对比. 结果表明,ABC 优化后的 LQG/LTR 控制器具有较好的轨迹跟踪性能和鲁棒性.

为了评估本文设计的直升机自主飞行控制系统的实际性能,后续工作将考虑进行硬件回路仿真,进而实现自主飞行的实验.

参考文献(References)

- [1] 盛守照,王道波,姜斌,等. 新型无人直升机纵横向无姿态反馈自适应控制[J]. 控制与决策, 2010, 25(8): 1215-1219.
(Sheng S Z, Wang D B, Jiang B, et al. Longitudinal and lateral adaptive control without attitude feedback for a new prototype unmanned helicopter[J]. Control and Decision, 2010, 25(8): 1215-1219.)
- [2] Hess R A. Aircraft and rotorcraft system identification - engineering methods with flight test examples[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(4): 1249-1250.
- [3] 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.)
- [4] Budiyo A, Wibowo S S. Optimal tracking controller design for a small scale helicopter[J]. J of Bionic Engineering, 2007, 4(4): 271-280.
- [5] Cai G, Chen B M, Dong X, et al. Design and implementation of a robust and nonlinear flight control system for an unmanned helicopter[J]. Mechatronics, 2011, 21(5): 803-820.
- [6] 吴超,王浩文,张玉文,等. 基于 LADRC 的无人直升机轨迹跟踪[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 473-483.
(Wu C, Wang H W, Zhang Y W, et al. LADRC-based trajectory tracking for unmanned helicopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 473-483.)
- [7] Stein G, Athans M. The LQG/LTR procedure for multivariable feedback control design[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 1987, 32(2): 105-114.
- [8] Zarei J, Montazeri A, Motlagh M R J, et al. Design and comparison of LQG/LTR and controllers for a VSTOL flight control system[J]. J of the Franklin Institute, 2007, 344(5): 577-594.
- [9] Shin J, Nonami K, Fujiwara D, et al. Model-based optimal attitude and positioning control of small-scale unmanned helicopter[J]. Robotica, 2005, 23(1): 51-63.
- [10] Duan H, Li S. Artificial bee colony-based direct collocation for reentry trajectory optimization of hypersonic vehicle[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2015, 51(1): 615-626.
- [11] Duan H B, Xu C F, Xing Z H. A hybrid artificial bee colony optimization and quantum evolutionary algorithm for continuous optimization problems[J]. Int J of Neural Systems, 2010, 20(1): 39-50.
- [12] Abachizadeh M, Yazdi M R H, Yousefi-Koma A. Optimal tuning of PID controllers using artificial bee colony algorithm[C]. 2010 IEEE/ASME Int Conf on Advanced Intelligent Mechatronics(AIM). Ottawa: IEEE, 2010: 379-384.
- [13] Changhao S, Duan H. Artificial bee colony optimized controller for unmanned rotorcraft pendulum[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2013, 85(2): 104-114.
- [14] Abedinia O, Wyns B, Ghasemi A. Robust fuzzy PSS design using ABC[C]. The 10th Int Conf on Environment and Electrical Engineering(EEEIC). Rome: IEEE, 2011: 1-4.
- [15] Ding L, Wu H T, Yao Y. Chaotic artificial bee colony algorithm for system identification of a small-scale unmanned helicopter[J]. Int J of Aerospace Engineering, 2015, 2015: 11.
- [16] Raptis I, Valavanis K. Linear and nonlinear control of small-scale unmanned helicopters[M]. Netherlands: Springer Science & Business Media, 2010: 47-72.
- [17] Gadewadikar J, Lewis F L, Subbarao K, et al. H_∞ static output-feedback control for rotorcraft[J]. J of Intelligent and Robotic Systems, 2009, 54(4): 629-646.
- [18] Wang B, Chen B M, Lee T H. An RPT approach to time-critical path following of an unmanned helicopter[C]. The 8th Asian Control Conf(ASCC). Taiwan: IEEE, 2011: 211-216.
- [19] Barrera-Cardenas R, Molinas M. Optimal LQG controller for variable speed wind turbine based on genetic algorithms[C]. Sharing Possibilities and 2nd Renewable Energy Research Conf(RERC2012). Trondheim, 2012(20): 207-216.