

doi: 10.7690/bgzdh.2020.09.016

基于 H_∞ 回路成形的高速直升机控制器

何 伟, 陈燕云, 杨 杰, 盛守照

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 为解决低空飞行时扰动复杂的问题, 设计一种悬停/小速度模式下的双回路抗扰控制器。以复合共轴双旋翼高速直升机为研究对象, 构建全量非线性飞行动力学模型, 基于高速直升机各状态量的时间尺度差异, 结合 H_∞ 回路成形控制特点, 采用鲁棒控制抑制干扰, 运用最优控制完成姿态-位置双闭环控制器设计, 并与经典 PID 控制进行对比仿真验证。仿真结果表明: 该控制器对于风场的扰动具有较好的抑制作用, 能够很好地实现稳定控制。

关键词: 高速直升机; H_∞ 回路成形; 飞行控制; 鲁棒设计

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A

High-speed Helicopter Controller Based on H_∞ Loop Shaping

He Wei, Chen Yanyun, Yang Jie, Sheng Shouzhao

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautic & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to solve the problem of complicated disturbance during low-altitude flight, a dual-loop anti-disturbance controller in hover/low speed mode is designed. Taking the composite coaxial twin-rotor high-speed helicopter as the research object, a full-scale non-linear flight dynamics model is constructed. Based on the time-scale differences of various state quantities of the high-speed helicopter, combined with the characteristics of H_∞ loop shaping control, robust control is used to suppress interference, and optimal control is used to complete attitude-position dual closed-loop controller design, and compared with the classic PID control simulation verification. The simulation results show that the controller has a good suppression effect on the disturbance of the wind field and can achieve stable control.

Keywords: high-speed helicopter; H_∞ loop shaping; flight control; robust design

0 引言

样例复合式高速直升机是强非线性、操纵耦合严重以及模型不确定性的动力学系统, 其独特的气动和机动等结构与常规直升机不同, 加之旋翼各部分的强耦合和操作冗余问题, 在低空复杂的环境中难以保证稳定性和良好的飞行性能; 因此, 设计一个高鲁棒性的抗扰控制器具有重要意义。

H_∞ 控制理论广泛地用于处理模型不确定和外部干扰等多变量系统的控制问题。McFarlane 等^[1-2] 提出了回路成形理论, 采用互质分解的方法, 将经典控制理论中的回路成形思想与现代 H_∞ 鲁棒控制理论相结合。该方法不受被控对象右半开平面极点限制, 形成无零极点对消的 H_∞ 鲁棒控制器, 同时继承了经典回路成形的设计思想, 具有更好的可操作性。文献[3]采用双闭环结构, 运用 H_∞ 静态输出反馈控制方法, 解决了在阵风干扰的情况下旋翼飞机悬停时的抗扰问题, 获得了良好的抗风扰性能; 文献[4]针对无人直升机悬停时线性模型存在结构不确定的问题, 通过鲁棒 H_∞ 控制方法获得了较好的

鲁棒性能; 文献[5]将飞行控制系统中的参数不确定视为模型不确定鲁棒问题, 设计一种适用于全包线飞行的控制器, 仿真结果显示, 该控制器具有良好的鲁棒性。

笔者根据 H_∞ 回路成形设计思想, 结合内外双回路方法, 采用最小化外部干扰输出的 H_∞ 最优控制完成姿态-位置双闭环控制器设计, 解决了高速直升机低空飞行扰动复杂的问题。

1 高速直升机建模

1.1 样机基本构型

与常规共轴双旋翼直升机不同, 样例共轴高速直升机采用共轴刚性双旋翼外加推进式螺旋桨的布局形式。此外, 与带机翼的复合式高速直升机不同, 样例共轴高速直升机不设机翼而把机身设计为固定翼复合式高速直升机的模式, 而且高速飞行模式直升机的升力主要由机身提供, 不足部分则由双旋翼补足。样例共轴高速直升机独有的推进螺旋桨布局可以提供高速飞行模式下的前飞推力, 且其具有直

收稿日期: 2020-05-10; 修回日期: 2020-06-07

基金项目: 南京航空航天大学国防重大项目培育基金(NP201845)

作者简介: 何 伟(1995—), 男, 福建人, 硕士, 从事先进飞行控制研究。E-mail: He_nuaa@163.com。

升机状态与固定翼飞机状态 2 类操纵机构和旋翼、机身相切换的升力系统。在低速飞行模式下，采用旋翼总距、差动总距及横纵向周期变距完成低速模式飞行。在过渡模式下，同时操纵旋翼总距、纵向周期变距、横向周期变距和旋翼差动总距、升降舵差动偏转角、升降舵偏转角、方向舵偏转角和推进螺旋桨桨距 2 套操纵机构，由旋翼和机身提供共轴高速直升机升力，配合操纵量变化实现过渡飞行。在高速飞行模式下，通过操纵高速直升机方向舵偏转角、螺旋桨桨距和升降舵偏转角、差动偏转角来实现高速模式飞行。

1.2 前飞安全边界

高速直升机最大、最小平飞速度安全边界除了受到功率限制外，还受到自身气动力等的影响。综合功率平衡、气动影响等因素，前飞速度拟合曲线如图 1 所示。笔者设计的控制器主要适用于前飞速度小于 40 m/s 的悬停/小速度模式。

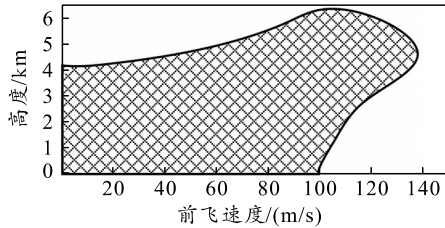


图 1 飞行安全边界

1.3 动力学模型

样例复合式高速直升机是一个采用新的结构及气动布局的复杂动力学系统，建立合理准确、置信度高的数学模型是设计飞行控制器的前提，同时也是保证良好操纵特性和鲁棒性能的重要基础。

笔者采用模块化建模思想，分别建立上下旋翼、机身、垂尾、平尾和推进螺旋桨 5 大部分气动力学模型，再构建整机的全量非线性飞行动力学模型。

在模型建立的计算过程中，将样例高速直升机视作理想刚体。样例高速直升机沿机体坐标系下三轴方向的合外力 F_x, F_y, F_z 与合力矩 M_x, M_y, M_z ：

$$\left. \begin{aligned} F_x &= F_{xup} + F_{xlow} + F_{xf} + F_{xv} + F_{xh} + F_{xp} + F_{xa} \\ F_y &= F_{yup} + F_{ylow} + F_{yf} + F_{yv} + F_{yh} + F_{yp} + F_{ya} \\ F_z &= F_{zup} + F_{zlow} + F_{zf} + F_{zv} + F_{zh} + F_{zp} + F_{za} \end{aligned} \right\}; \quad (1)$$

$$\left. \begin{aligned} M_x &= M_{xup} + M_{xlow} + M_{xf} + M_{xv} + M_{xh} + M_{xp} + M_{xa} \\ M_y &= M_{yup} + M_{ylow} + M_{yf} + M_{yv} + M_{yh} + M_{yp} + M_{ya} \\ M_z &= M_{zup} + M_{zlow} + M_{zf} + M_{zv} + M_{zh} + M_{zp} + M_{za} \end{aligned} \right\}。 \quad (2)$$

式中： $F_{(\bullet up)}$ 、 $F_{(\bullet low)}$ 、 $F_{(\bullet f)}$ 、 $F_{(\bullet v)}$ 、 $F_{(\bullet h)}$ 、 $F_{(\bullet p)}$ 、 $F_{(\bullet a)}$ 分

别为机体下上、下旋翼、机身、垂尾、平尾、推进螺旋桨和重力气动力分量； $F_{(\bullet up)}$ 、 $F_{(\bullet low)}$ 、 $F_{(\bullet f)}$ 、 $F_{(\bullet v)}$ 、 $F_{(\bullet h)}$ 、 $F_{(\bullet p)}$ 、 $F_{(\bullet a)}$ 分别为机体下上、下旋翼、机身、垂尾、平尾、推进螺旋桨和重力力矩分量。

依据牛顿力学第二定律以及刚体转动定律，样例高速直升机机体的平动动力学方程组和绕质心转动动力学方程组分别为：

$$\left. \begin{aligned} m(\dot{V}_x + V_z \omega_y - V_y \omega_z) + mg \sin \theta &= F_x \\ m(\dot{V}_y + V_x \omega_z - V_z \omega_x) + mg \cos \theta \cos \phi &= F_y \\ m(\dot{V}_z + V_y \omega_x - V_x \omega_y) - mg \cos \theta \sin \phi &= F_z \end{aligned} \right\}; \quad (3)$$

$$\left. \begin{aligned} I_{xx} \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (I_{zz} - I_{yy}) + (\omega_x \omega_z - \dot{\omega}_y) I_{xy} &= M_x \\ I_{yy} \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z (I_{xx} - I_{zz}) + (\omega_y \omega_z + \dot{\omega}_x) I_{xy} &= M_y \\ I_{xx} \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_z (I_{yy} - I_{xx}) + (\omega_y^2 - \omega_x^2) I_{xy} &= M_z \end{aligned} \right\}。 \quad (4)$$

此外，在机体坐标系下，直升机姿态角与角速率之间还满足如下动力学方程组：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\theta} &= \omega_z \cos \phi + \omega_y \sin \phi \\ \dot{\phi} &= \omega_x - \tan \theta (\omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi) \\ \dot{\psi} &= (\omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi) / \cos \theta (\theta \neq 90^\circ) \end{aligned} \right\}。 \quad (5)$$

2 控制器设计

2.1 H_∞ 回路成形设计方法

H_∞ 回路成形由 D. McFarlane 和 K. Glover 提出^[2-6]，是基于左互质因子不确定模型，根据小增益定理和 H_∞ 理论提出的一种鲁棒控制器设计方法^[7]，为保证系统控制和鲁棒性的最优效果。回路成形法是一种将经典控制理论与现代鲁棒优化控制相结合进行控制系统设计的方法，主要设计步骤如下：

1) 回路成形。如图 2 所示，选择适合的前置加权补偿器 W_1 和后置加权补偿器 W_2 对开环被控对象 W_s 的奇异值曲线形状为期望的形状。

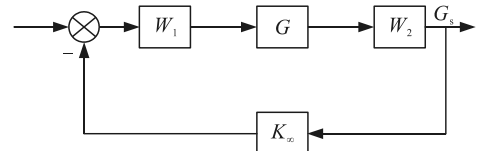


图 2 H_∞ 回路成形控制系统结构

2) 鲁棒镇定。

求鲁棒稳定边界

$$\varepsilon_{\max} = \max_{K_\infty \text{ 镇定}} \left\| \begin{bmatrix} I \\ K_\infty \end{bmatrix} (I + G_s K_\infty)^{-1} \tilde{M}_s^{-1} \right\|_\infty^{-1} < 1。 \quad (6)$$

式中： K_∞ 为使 G_s 鲁棒镇定的控制器； \tilde{M}_s 为 G_s 的标准左互质分解因子。

如果 $\varepsilon_{\max} \ll 1$ ，则返回 1)，调整或重新设计 W_1 和 W_2 。

只要 K_∞ 满足式(6)，则 G_s 的左互质因子分解，且稳定裕度越小，系统性能越好。为保证系统的鲁棒稳定性，可适当减小以获得更好的系统性能^[8]。

3) 最终的控制器 K_{final} 由控制器和补偿器和组成，即

$$K_{\text{final}}=W_2K_\infty W_1 \quad (7)$$

2.2 高速直升机控制器设计

2.2.1 内环控制器设计

在姿态(内环)控制设计中，将阵风、旋翼转速波动作为内环动态特性的外部干扰输入，为此，采用鲁棒控制抑制干扰。具体方案如下：

1) 基本考虑。

考虑阵风、旋翼转速等会影响气动力，进而影响姿态(内环)动力学特性。为此，认为阵风、旋翼转速等干扰直接影响姿态(内环)及相关的部分，可将其视为姿态(内环)动力学模型外部干扰输入^[9]。

2) 状态量选取。

针对悬停/小速度段选定的平衡点附近将非线性模型线性化可得：

$$\dot{x} = Ax + Bu + B_{\text{col}}\theta_{\text{col}} \quad (8)$$

式中： $x=[\phi, \theta, \psi, p, q, r]^T$ ； $u=[\delta_{\text{lat}}, \delta_{\text{lon}}, \theta_{\text{ped}}]^T$ ； θ_{col} 是对应物理量的实际值与配平值之差。

3) H_∞ 鲁棒控制问题描述。

考虑阵风、旋翼转速波动等干扰直接影响 p, q, r ，为此姿态(内环)控制设计不考虑总距输入；因此，线性化模型可以改写为：

$$\dot{x} = Ax + Bu + Ew \quad (9)$$

在飞行动力学模型的相应通道注入阵风、旋翼转速波动等干扰的方法可辨识。设观测输出：

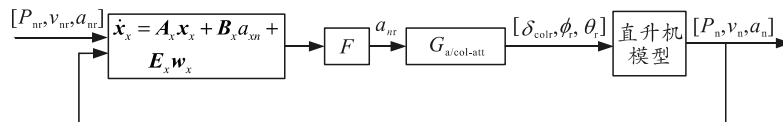


图 4 位置外回路控制结构

若采用经典控制就只能获得位置和航向控制的一般性能，且抗扰能力亦一般，为此，航迹(外环)采用鲁棒与完全跟踪控制，以达到更好的控制性能。如图 4 所示，外环主要控制高速直升机位置 P_n, v_n ，转化体轴系下为 P_b, v_b 。

$$y = [\phi, \theta, \psi, p, q, r]^T \quad (10)$$

姿态(内环)控制的基本任务为镇定姿态动态特性，因此，被控输出可选为

$$h = [\phi, \theta, \psi]^T := C_1 x \quad (11)$$

考虑输入约束和其他状态变量约束，被控输出最终选为

$$h = C_2 x + D_2 u \quad (12)$$

式中： $C_2 = \text{diag}\{\lambda_{a_1}, \lambda_{a_2}, \lambda_{a_3}, \lambda_{a_4}, \lambda_{a_5}, \lambda_{a_6}\}$ ； $D_2 = \text{diag}\{\lambda_{b_1}, \lambda_{b_2}, \lambda_{b_3}\}$ 。权重系数选取权衡抗扰、约束等多方面因素。

H_∞ 鲁棒控制设计就是最小化从外部干扰 w 到被控输出 h 的传递函数矩阵的 H_∞ 范数。直接求解 H_∞ 控制非常困难，为此，笔者求解 H_∞ 次优状态反馈反馈：

$$u = Fx + G(r - h) \quad (13)$$

式中 $r = [\phi_r, \theta_r, \psi_r]^T$ 为参考输入信号。

$$F = -(D_2^T D_2)^{-1} (D_2^T C_2 + B^T P) \quad (14)$$

式中 P 为 H_∞ 代数黎卡提方程的半正定解。由下式确定：

$$G = -[C_1(A + BF)^{-1}B]^{-1} \quad (15)$$

H_∞ 鲁棒控制的基础是获取稳态配平量及其状态空间模型，图 3 为 H_∞ 姿态鲁棒控制结构。

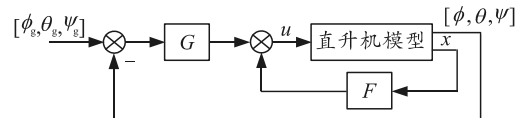


图 3 H_∞ 姿态鲁棒控制结构

2.1.2 外环控制器设计

如图 4 所示，设计位置外环控制系统时，将包含内环命令生成器 ($a_{nr} \rightarrow \phi_r, \theta_r, \psi_r$)、内环控制器 ($\phi_r, \theta_r, \psi_r \rightarrow \phi, \theta, \psi$)、平移动力学特性 ($\phi, \theta, \psi \rightarrow a_b$) 视为虚拟的执行机构。

内环指令生成器设计为

$$[\delta_{\text{colr}}, \phi_r, \theta_r]^T = G_{a/\text{col-att}} a_{nr} \quad (16)$$

式中 $G_{a/\text{col-att}}$ 是从 $[\delta_{\text{colr}}, \phi_r, \theta_r]^T$ 到 a_{nr} 的稳态增益。

在外环控制系统设计过程中，将内环指令生成

器和内环闭环控制系统视为虚拟执行机构，设计内环的响应带宽远高于外环，且各通道间进行解耦。外环控制系统的各通道由双积分组成，实际工作频率需约束在虚拟执行机构的带宽内，即 a_{nr} 在外环工作频率范围内能够自由通过虚拟执行机构；因此，外环三通道独立进行设计。

以 X 通道为例，其动态方程可表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_n \\ \dot{u}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_n \\ u_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} a_{nr} \quad (17)$$

系统被控输出为

$$h_x = x_n = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_n \\ u_n \end{bmatrix} \quad (18)$$

位置参考信息为

$$\begin{bmatrix} x_{nr} \\ u_{nr} \\ a_{xnr} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{nr} \\ u_{nr} \\ a_{xnr} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} a_{xnr} \quad (19)$$

增广系统为

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_x &= A_x x_x + B_x a_{xn} + E_x w_x \\ y_x &= x_x \\ e_x &= C_x x_x \end{aligned} \right\} \quad (20)$$

式中：

$$x_x = \begin{bmatrix} x_{nr} \\ u_{nr} \\ a_{xnr} \\ x_n \\ u_n \end{bmatrix}, w_x = \dot{a}_{xnr}, C_x = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix};$$

$$A_x = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B_x = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, E_x = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

增广系统的鲁棒与完全跟踪控制的状态反馈增益矩阵的闭合形式解为：

$$a_{xnr} = F_x x_x \quad (21)$$

式中 $F_x = \begin{bmatrix} -\frac{\omega_{xn}^2}{\varepsilon_x^2}, -\frac{2\zeta_x \omega_{xn}}{\varepsilon_x}, 1, \frac{\omega_{xn}^2}{\varepsilon_x^2}, \frac{2\zeta_x \omega_{xn}}{\varepsilon_x} \end{bmatrix}$ ， ε_x 为调节参数， ζ_x, ω_{xn} 为期望的阻尼和固有频率。

综上所述，基于回路成形的高速直升机悬停/小速度飞行控制系统如图 5 所示。其中：下标为指令，下标 b 为体轴坐标系； $R_{b/n}, R_{n/b}$ 为变换阵。

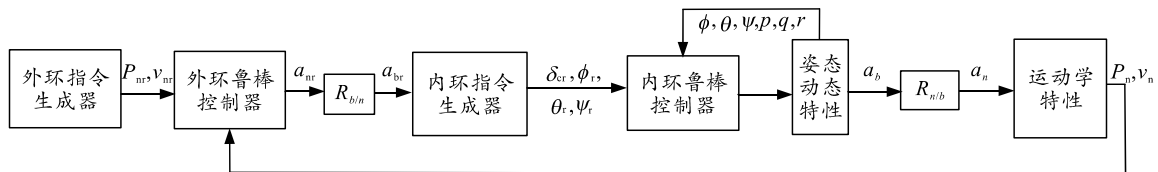


图 5 悬停/小速度飞行控制系统

3 仿真验证

3.1 姿态内回路实验

稳定飞行时，分别在 H_∞ 鲁棒控制和 PID 控制下对共轴高速直升机施加 Y 轴正弦风扰，干扰风峰值为 5 和 10 m/s，频率为 11.5 Hz。在共轴高速直升机 $H=50$ m 悬停初始状态下，给定 5° 航向角阶跃信号。航向通道仿真实验结果如图 6、图 7 所示。

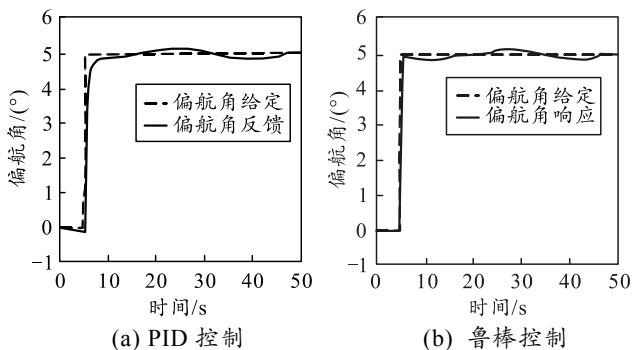


图 6 Y 轴 5 m/s 正弦风扰下航向角响应

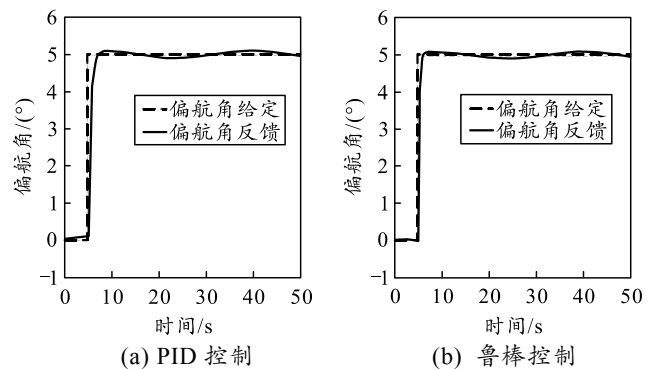


图 7 Y 轴 10 m/s 正弦风扰下航向角响应

由图 6 可知：在 5 m/s 外部风扰作用下，经典控制器控制下偏航角响应偏差较大，调节时间为 2.06 s，收敛速度慢，对外界干扰抑制能力较差；而在 H_∞ 抗扰控制器作用下，航向角响应迅速，系统在 1.05 s 达到稳定状态，与经典 PID 控制相比，动态误差较小，姿态保持效果良好。

由图 7 可知：在更强的外部风扰作用下，PID

控制器控制下调节时间为 2.15 s，收敛速度慢，最大超调量为 2.4%，对外界干扰抑制能力较差；而在 H_∞ 抗扰控制器作用下，航向角响应迅速，系统在 1.05 s 达到稳定状态，最大超调量为 1.6%，满足性能指标要求。

3.2 位置外回路实验

稳定飞行时，分别在鲁棒控制和 PID 控制下对共轴高速直升机施加 Z 轴正弦风扰，干扰风峰值为 5 m/s，频率为 11.5 Hz。在共轴高速直升机 $H=50$ m 悬停初始状态下，给定高度 50 m 斜坡信号。高度通道仿真实验结果如图 8、图 9 所示。

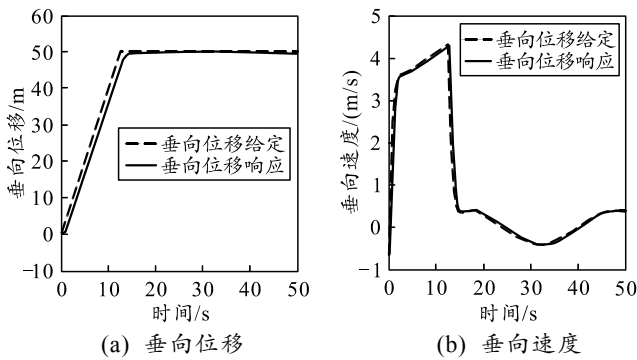


图 8 PID 控制下高度和垂向速度仿真响应

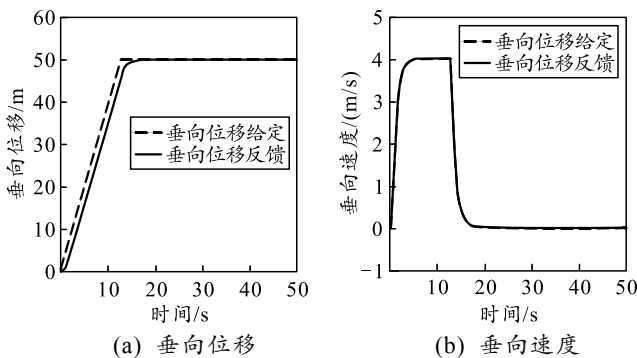


图 9 鲁棒控制下高度和垂向速度仿真响应

由图 8 可知：在外部风扰作用下，经典控制器控制下高度波动显著，高度保持能力较差，最大超调量为 2.3%；垂向速度在风扰作用下变化幅度大，受干扰影响明显。由图 9 可知：鲁棒控制下的高度指令响应迅速，稳定性能优良，稳差为 0.093，无明显静差，垂向速度跟踪性能较好，操纵量变化能够有效抑制外界干扰。说明 H_∞ 回路成形方法设计的控制器对由高速直升机飞行状态改变、外部扰动复杂等不确定因素有很好的鲁棒性。

3.3 航线飞行实验

在系统仿真中加入常值 5 m/s 阵风，飞行航迹为“8”字航线，高速直升机低空飞行及数据分析结

果如图 10 所示。由飞行实验结果可知：基于 H_∞ 回路成形的双回路抗扰控制器能够迅速响应姿态角指令，基本无滞后；最大侧偏距为 3.5 m，侧偏距快速收敛，迅速纠正偏差，逐渐趋于零；高度控制稳定在 ± 1 m 内，能较长时间稳定在同一高度，具有良好的航线跟踪性能。

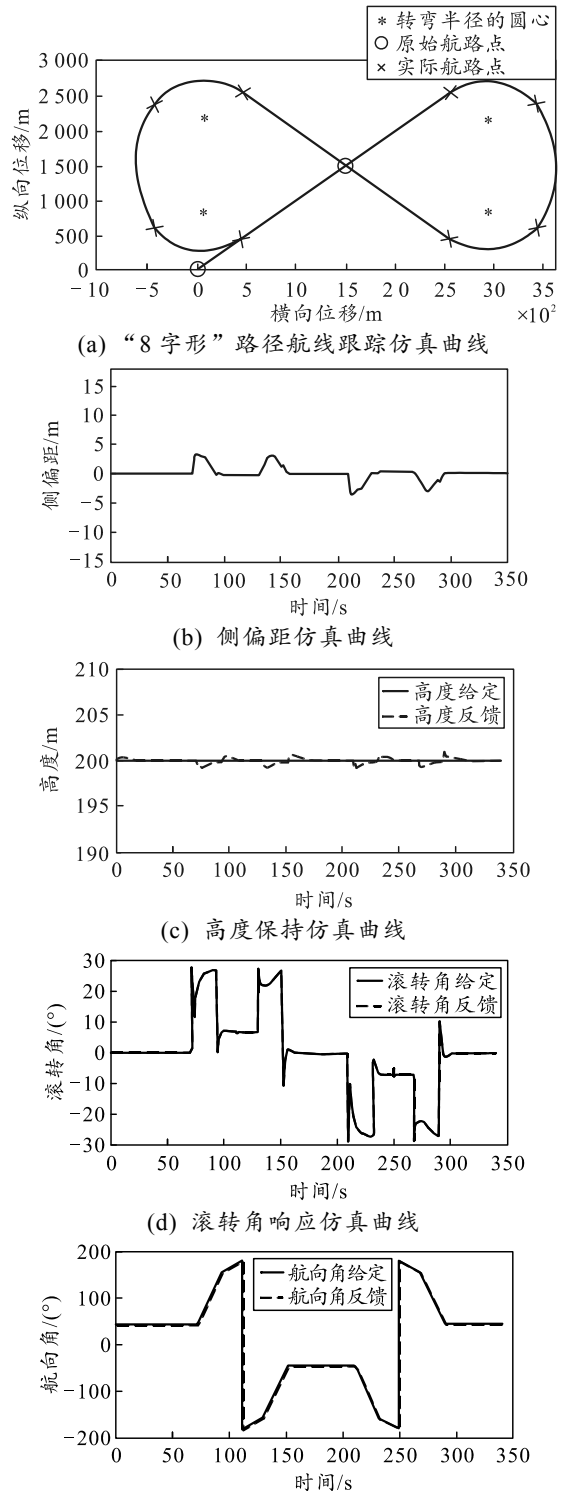


图 10 飞行数据分析结果

4 结束语

笔者设计一种基于 H_∞ 回路成形的鲁棒控制器, 使非线性、强耦合的高速直升机对象在低空复杂环境飞行时, 在双回路控制器调节下也具有良好的控制效果和鲁棒性。仿真结果表明: 该控制器的姿态内回路与位置外回路控制均达到了预期目标, 能更好地满足高速直升机低空飞行的控制, 为今后工程应用提供参考。

参考文献:

- [1] MCFARLANE D, GLOVER K. An H_∞ design procedure using robust stabilization of normalized coprime factors[C]//IEEE Conference on Decision & Control. 1988.
- [2] MCFARLANE D, GLOVER K. A loop-shaping design procedure using H_∞ synthesis[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2002, 37(6): 759-769.
- [3] GADEWADIKAR J, LEWIS F L, SUBBARAO K, et al.

(上接第 62 页)

参考文献:

- [1] 欧阳玲萍, 王锡淮, 肖健梅. 基于蚁群算法的泊位调度问题[J]. 控制工程, 2009, 16(S2): 106-109.
- [2] 刘志雄. 港口泊位调度问题的粒子群优化研究[J]. 物流工程与管理, 2010, 32(8): 101-103.
- [3] 徐清华, 季大琴, 英戈. 基于遗传算法舰船装载码头配置方案优化[J]. 火力与指挥控制, 2017, 42(4): 171-176.
- [4] 徐贤胜, 王帅. 基于遗传算法和启发策略的舰船装载方案[J]. 军事运筹与系统工程, 2008, 22(2): 40-44.
- [5] 高建冈, 邱志伟. 登陆输送编队装载方案及优选方法[J]. 舰船电子工程, 2010, 30(10): 135-137.
- [6] 吕一兵, 万仲平, 胡铁松, 等. 水资源优化配置的双层规划模型[J]. 系统工程理论与实践, 2009, 29(6): 115-120.
- [7] 高松, 阮拥军, 于同刚. 装备动员物资供应企业选择双层规划模型[J]. 兵工自动化, 2010, 29(9): 32-33, 37.
- [8] 汪定伟, 王俊伟, 王洪峰, 等. 智能优化方法[M]. 北京: 高等教育出版社, 2007: 38-46.
- [9] 虞安波, 杨家本. 多背包问题的遗传算法求解[J]. 计算技术与自动化, 2002, 21(2): 59-63.

H-Infinity Static Output-feedback Control for Rotorcraft[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2009, 54(4): 629-646.

- [4] WANG H Q, MIAN A A, WANG D B, et al. Robust multi-mode flight control design for an unmanned helicopter based on multi-loop structure[J]. International Journal of Control Automation & Systems, 2009, 7(5): 723-730.
- [5] YANG K, LU J G. Robust variance-constrained control for a class of continuous time-delay systems with parameter uncertainties[J]. Chaos, Solitons and Fractals, 2009, 39(5): 2179-2187.
- [6] 张显库, 贾欣乐, 王新成, 等. H_∞ 鲁棒控制理论发展的十年回顾[J]. 控制与决策, 1999(4): 289-296.
- [7] 朱华, 杨一栋. H_∞ 回路成形法设计直升机飞控系统[J]. 计算机仿真, 2007, 24(7): 62-64.
- [8] DA-WEI GU D C, PETKOV P H, KONSTANTINOV M M. Robust Control Design with MATLAB®[M]. New York, 2005: 31-48.
- [9] 陈本美, 席斌. H_∞ 控制及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2010: 69-78.
- [10] 宋海生, 傅仁毅, 徐瑞松, 等. 求解多背包问题的混合遗传算法[J]. 计算机工程与应用, 2009, 45(20): 45-48.
- [11] ZHANG J W, WANG L, XING L N. Large-scale medical examination scheduling technology based on intelligent optimization[J]. Journal of Combinatorial Optimization, 2019, 37(1): 385-404.
- [12] 陈浩, 李军, 唐宇, 等. 基于动态罚函数遗传算法的电磁探测卫星多星规划方法[J]. 国防科技大学学报, 2009, 31(2): 44-50.
- [13] WANG R, LAI S M, WU G H, et al. Multi-clustering via evolutionary multi-objective optimization[J]. Information Sciences, 2018(450): 128-140.
- [14] 刘彦君. 基于改进的遗传算法与龙格库塔法的弹道求解方法[J]. 兵工自动化, 2011, 30(1): 4-7, 24.
- [15] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.
- [16] ZITZLER E, THIELE L. Multiobjective evolutionary algorithms: a comparative case study and the strength Pareto approach[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 1999, 3(4): 257-271.
- [17] 赵亮, 吕剑虹. 基于改进遗传算法的风电场多目标无功优化[J]. 电力自动化设备, 2010, 30(10): 84-88.