

飞翼无人机的一种鲁棒自适应控制律设计方法

李卫星, 李秀娟, 李春涛, 杨艺
(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 针对飞翼无人机纵向全包线飞行时非线性特性明显和操纵效率变化显著的问题, 采用鲁棒伺服 LQR (RSLQR) 与 L_1 自适应相结合的综合自适应控制方法 (RSLQR- L_1), 以 C^* (加速度、角速率) 为被控变量, 设计了飞翼无人机纵向飞行控制系统。结合无人机实际飞行控制品质需求, 采用 RSLQR 方法, 设计无人机纵向主控制器; 在 RSLQR 控制器的基本结构上扩展设计 L_1 自适应输出反馈补偿控制器。在系统阐述 RSLQR- L_1 综合自适应控制原理和设计方法的基础上, 通过数值仿真验证了控制结构的先进性和鲁棒性, 满足了飞翼无人机的控制要求。

关键词: 飞翼无人机; 飞行控制; RSLQR; L_1 自适应控制

中图分类号: V249.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)07-0019-05

A Robust Adaptive Control Law Design Method for Flying-Wing UAV

LI Wei-xing, LI Xiu-juan, LI Chun-tao, YANG Yi

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To solve the problems of nonlinearity and obviously changed manipulating efficiency in flight of UAV, a longitudinal control law is designed for a Flying-wing UAV, which is the integrating of Robustness Servomechanism Linear Quadratic Regulator (RSLQR) and L_1 adaptive control method. The controlled variable is chosen as C^* , which is a combination of longitudinal acceleration and pitch rate. The baseline controller is based on RSLQR method to fit the control requirement of the UAV. The controller is augmented by L_1 adaptive output feedback structure to maintain the desired close-loop system characteristics in the presence of the aerodynamic uncertainties and the significant change of the elevator coefficient caused by the transformation of flight state. This paper summarizes the theory, the design, simulation testing and flight test results using a RSLQR- L_1 method, which validates the performance and the robustness of the designed control system.

Key words: flying-wing UAV; flight control; RSLQR; L_1 adaptive control

0 引言

飞翼布局无人机的控制问题是当今无人机控制领域待解决的一大难点。飞翼无人机大包线机动飞行时运动学和动力学非线性特性强, 其升降舵操纵力臂短, 操纵效率低, 在机动飞行中控制品质难以保证, 且随着飞行动压的增大, 操纵效率上升明显。另外, 由于没有

水平安定面, 其纵向稳定性下降, 甚至不稳定, 这些都使得常规控制方法不能满足此类新型布局无人机控制品质的设计需要, 为无人机控制律设计提出了新的挑战。

随着现代控制理论的发展, 智能控制、非线性控制、自适应控制等新兴的控制方法层出不穷, 文献[1]运用了鲁棒最优理论, 研究了鲁棒伺服 LQR (RSLQR) 控制律设计方法, 在传统最优 LQR (Linear Quadratic Regulator) 控制的基础上, 将积分环节引入到控制律的前向回路, 增强了控制器对扰动和无人机未建模模式的适应能力, 使系统具备了无静差指令跟踪的能力。

虽然 RSLQR 控制是一种行之有效的无人机控制设计方法, 但是对于飞翼布局无人机的特殊结构, 其全包线飞行时的非线性特性和操纵效率不确定性十分显

收稿日期: 2013-08-12 修回日期: 2013-09-13

基金项目: 飞行器控制一体化技术重点实验室航空科学基金 (20125252057); 江苏省普通高校研究生科研创新计划 (CX12_0159); 中央高校基本科研业务费专项资金

作者简介: 李卫星 (1990-), 男, 江西吉安人, 硕士生, 研究方向为无人机飞行控制技术。

著,RSLQR的控制品质会受到很大影响。采用自适应控制方法可以有效地解决飞翼无人机的非线性特性和模型参数不确定性的问题。 L_1 自适应控制方法是较为先进、控制效果较为突出的一种模型参考自适应控制方法^[2],可以有效地估计并抵消实际模型与参考模型之间的残差,实现参考模型准确跟踪。

本文将RSLQR方法和 L_1 方法结合在一起,RSLQR作为主控制器实现无人机的稳定鲁棒控制,而采用 L_1 自适应补偿了全包线飞行过程中的非线性和操纵效率不确定性,针对无人机的性能及鲁棒性的指标,应用RSLQR- L_1 方法设计了飞翼无人机的鲁棒自适应综合控制律。仿真验证了该控制方法的优越性。

1 问题的描述

飞翼无人机纵向短周期状态空间方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{b}(\omega u + f(\mathbf{x}, t)) \\ \mathbf{y} = \mathbf{c}\mathbf{x} + g(\mathbf{x}, t) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x} = [\alpha \quad q]$,为系统状态,迎角 α 和俯仰角速度 q 的单位分别为rad和rad/s; u 为升降舵偏转量; ω 为操纵效率变化引起的未知输入增益; $f(\mathbf{x}, t)$ 为与输入匹配的俯仰运动过程中的未知非线性动态特性; $g(\mathbf{x}, t)$ 为输出与状态间的非线性关系,体现为不同飞行状态下被控量与状态量 α 和 q 的线性关系的变化; \mathbf{A} 、 \mathbf{b} 、 \mathbf{c}

为系统矩阵,即 $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} Z_\alpha/V & 1 \\ M_\alpha & M_q \end{bmatrix}$, $\mathbf{b} = \begin{bmatrix} Z_{\delta_e}/V \\ M_{\delta_e} \end{bmatrix}$,其中, V 为真空速, Z_α 为升力气动导数, M_α 为俯仰静稳定性导数, M_q 为俯仰阻尼系数; Z_{δ_e} 为升降舵相关的升力量纲导数, M_{δ_e} 为升降舵操纵效率系数。

在飞翼无人机纵向控制中,由于其操纵力臂短,且 ω 在全包线内变化大,对控制品质影响明显,而 $f(\mathbf{x}, t)$ 体现了无人机当前状态下非线性动态特性,飞行状态变化剧烈时其作用更为明显。为保证控制品质,控制器要能够适应 ω 和 $f(\mathbf{x}, t)$ 的影响。

2 RSLQR- L_1 控制律设计

考虑到飞翼无人机在低速飞行时姿态控制相对有利,然而在高速飞行时,无人机对姿态过分敏感,此时加速度控制相对有利于飞行。为保证其全包线飞行品质,在进行纵向控制时,引入 C^* (a_z 和 q 的组合)作为被控变量,能够有效改善全包线飞行特性的一致性。在无人机高速飞行时,由于

$$\mathbf{a}_z = -V_i \dot{\gamma} = -V_i(\dot{\theta} - \dot{\alpha}) \approx -V_i q \quad (2)$$

式中, \mathbf{a}_z 为机体轴系下 z 轴加速度,指向机腹下方为正。为达到相同大小的加速度,速度越大,所需改变的姿态越小。但在速度较低时,同 q 相比, \mathbf{a}_z 较小,为达

到相同的纵向加速度,需要很大的俯仰角速度。而在中等速度下,二者的权重均等。为有效改善全包线飞行特性的一致性,选取被控制变量为

$$C^* = -\mathbf{a}_z + V_m q \quad (3)$$

式中, V_m 为“平均”速度。

为了解决飞翼无人机纵向全包线飞行控制存在的难点,采用RSLQR控制器作为主控制器,使得控制结构稳定可靠,达到快速跟踪的目标,针对非线性不确定性,采用 L_1 输出反馈结构^[3],抵消飞行过程中的非线性成分,保证全包线飞行品质,此时无人机纵向控制律结构如图1所示。以 C^* 作为被控变量,设计的过程包含RSLQR控制律设计和 L_1 自适应补偿控制律设计。

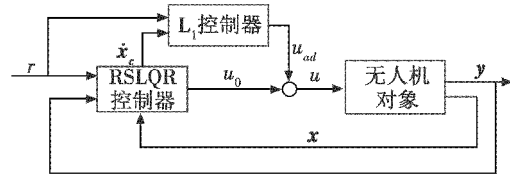


图1 RSLQR- L_1 控制结构图

Fig. 1 Block diagram of RSLQR- L_1

2.1 RSLQR主控制器设计

采用RSLQR控制器作为无人机主控制器能够保证无人机控制结构的可靠性、控制品质和系统的鲁棒性^[1,4]。RSLQR是在LQR状态反馈设计的基础上将积分控制增加到控制器中,这样可以增加系统型别,从而达到无误差的指令跟踪。在设计点附近,无人机纵向短周期不确定性部分极小,可以忽略,此时状态空间方程可表示为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{b}u \\ \mathbf{y} = \mathbf{c}\mathbf{x} \end{cases} \quad (4)$$

根据RSLQR原理,RSLQR控制输入为

$$u = -K_I \int e_z - K_x \mathbf{x} = -K_I \int (\mathbf{y} - r) dt - K_x \mathbf{x} \quad (5)$$

式中: r 为 C^* 指令; K_x 和 K_I 分别为 \mathbf{x} 和 $\int e_z$ 控制增益。

令 $\mathbf{x}_c = \int e_z$,将式(4)代入式(3)得到加入RSLQR控制器后的系统状态空间方程,为

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}} \\ \dot{\mathbf{x}}_c \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{A} - \mathbf{b}K_x & -\mathbf{b}K_I \\ -\mathbf{c} & 0 \end{bmatrix}}_{\mathbf{A}_c} \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{x}_c \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}}_{\mathbf{b}_c} r \quad (6)$$

应用RSLQR控制设计原理设计控制参数 K_x 和 K_I 。

针对某型飞翼无人机,选取

$$C^* = -\mathbf{a}_z + 100(q/57.3) \quad (7)$$

式中, q 的单位为($^\circ$)/s。选取高度3 km,马赫数为0.45作为设计点,此时无人机短周期状态空间方程矩阵 $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.998 & 1 \\ -11.293 & -19.132 \end{bmatrix}$, $\mathbf{b} = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.1735 \end{bmatrix}^T$, $\mathbf{c} = \begin{bmatrix} 167.66 \\ 100 \end{bmatrix}^T$ 。

应用 RSLQR 设计原理设计 RSLQR 控制器。将 Q 设为对角阵 $Q = \text{diag}\{q_1, q_2, q_3\}$ ，并取 $R = 1$ 。分别分析 q_1, q_2, q_3 对响应的影响。图 2 ~ 图 4 为其他参数设为 1 时相应参数变化对 C^* 阶跃响应的影响。由图 3 和图 4 可见 q_2 和 q_3 对响应基本上无影响；由图 2 可见，增大 q_1 能够加快响应速度，同时截止频率变大导致相角裕度降低。

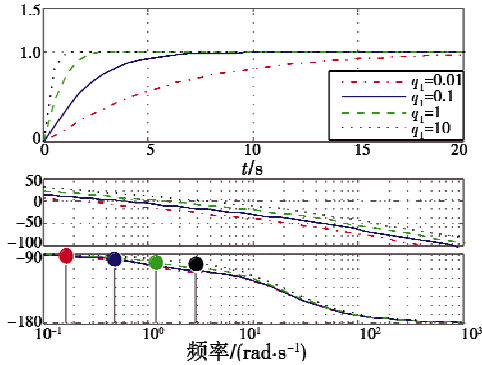


图 2 q_1 对响应的影响

Fig. 2 Influence of q_1 to step response

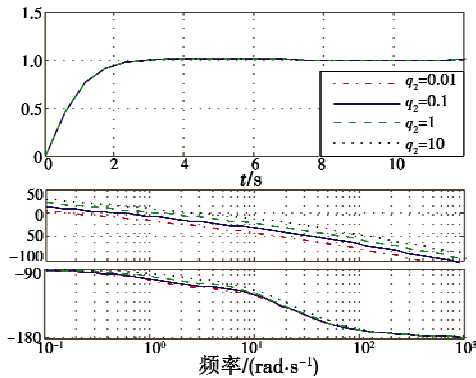


图 3 q_2 对响应的影响

Fig. 3 Influence of q_2 to step response

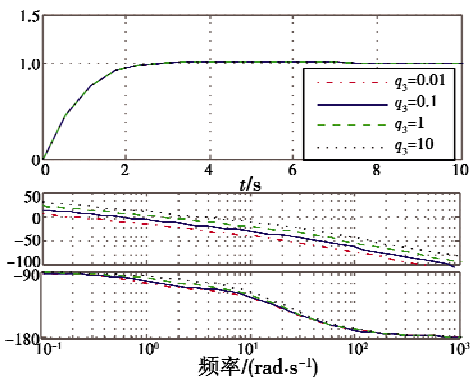


图 4 q_3 对响应的影响

Fig. 4 Influence of q_3 to step response

综合以上分析，结合 C^* 响应品质需求，选取 $Q =$

$$\begin{bmatrix} 5 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, R = 1. \text{ 此时解算得到 } K = \begin{bmatrix} -71.48 \\ -14.44 \\ -2.24 \end{bmatrix}^T, \text{ 将状}$$

态量 α 和 q 的单位转换为角度后得到实际反馈增益向量 $K = [-1.25 \quad -0.25 \quad -2.24]$ ，其中 $K_I = -2.24$ ， $K_x = [-1.25 \quad -0.25]$ 。然而，由于积分环节的值 K_I 是固定值，在非线性和操纵效率变化明显的情况下，实际系统动态特性与设计点的特性差异很大，导致实际非线性条件下控制品质变坏，而 L_1 自适应补偿控制器恰好解决了这一问题^[5]。

2.2 L_1 自适应补偿控制律设计

L_1 自适应控制器旨在抵消式(1)中的不确定性部分，通过使用大的自适应律达到理想模型快速跟踪的目的，使得指令跟踪误差按照理想模型动态收敛到零。现假设 $f(x, t)$ 和 $g(x, t)$ 满足以下条件。

假设 1 对于时变函数 $f(t, y)$ 存在常数 $L > 0$ 和 $L_0 > 0$ ，使得 $|f(t, y_1) - f(t, y_2)| \leq L|y_1 - y_2|$ 且 $|f(t, y)| \leq L|y| + L_0$ 。

假设 2 对于时变函数 $f(t, y)$ 存在常数 $L_1 > 0$ 、 $L_2 > 0$ 和 $L_3 > 0$ ，使得 $|\dot{d}(t)| \leq L_1|\dot{y}| + L_2|y| + L_3$ 。

实际无人机状态连续可微，且其非线性成分满足假设 1 和假设 2。由于式(1)中不确定部分可以表示为

$$\omega u + f(x, t) = u + f(x, t) + (\omega - 1)u \quad (8)$$

令

$$\sigma_0 = f(x, t) + (\omega - 1)u \quad (9)$$

此时的 SISO 系统可改写为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + b(u + \sigma_0) \\ y = cx + g(x, t) \end{cases} \quad (10)$$

根据图 1 的控制结构，此时的 $u = u_0 + u_{ad}$ ，将 RSLQR 控制输入式(4)代入式(10)有

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A - bK_x & -bK_I \\ -c & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ x_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b \\ 0 \end{bmatrix} (u_{ad} + \sigma_0) + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} (r - g(x, t)) \quad (11)$$

令

$$A_m = \begin{bmatrix} A - bK_x & -bK_I \\ -c & 0 \end{bmatrix}, b_{1m} = \begin{bmatrix} b \\ 0 \end{bmatrix}, b_{2m} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

将式(12)代入式(11)得到

$$\dot{x}_c(s) = [0 \quad 1](sI - A_m)^{-1} b_{2m} s(r - g(x, t)) + [0 \quad 1](sI - A_m)^{-1} b_{1m} s(u_{ad}(s) + \sigma_0) \quad (13)$$

令 $G_1(s) = [0 \quad 1](sI - A_m)^{-1} b_{1m} s$ ， $G_r(s) = [0 \quad 1] \cdot (sI - A_m)^{-1} b_{2m} s$ 得

$$\dot{x}_c(s) = G_r(s)r + G_1(s)(u_{ad} + \sigma_0 - \frac{G_r}{G_1}g(x, t)) \quad (14)$$

令

$$\sigma = \sigma_0 - \frac{G_r}{G_1}g(x, t) = f(x, t) + (\omega - 1)u - \frac{G_r}{G_1}g(x, t) \quad (15)$$

由于实际无人机存在舵机环节,控制指令 u 连续可微,故而 $(\omega - 1)u$ 满足假设 1 和假设 2,由于 $g(x, t)$ 满足假设 1 和假设 2,显然 $(G_r/G_1)g(x, t)$ 同样满足,故而 σ 满足假设 1 和假设 2。

L_1 控制器的目的就是估计并尽可能消除 σ 的影响,使得误差按照理想动态

$$\dot{x}_{em} = G_r(s)r \quad (16)$$

收敛到零。它是在相同控制指令下,比较无人机跟踪误差与参考模型的输出 e_{em} 之间的偏差 e_e ,通过自适应律解算出 σ 的估计值 $\hat{\sigma}$,选取合适的低通滤波器,得到补偿控制输入 u_{ad} 。

考虑将参考模型设为

$$\dot{x}_{em}(s) = G_r(s)r(s) + G_1(s)(u_{ad}(s) + \hat{\sigma}) \quad (17)$$

采用控制输入

$$u_{ad} = -C(s)\hat{\sigma} \quad (18)$$

式中, $C(s)$ 为低通滤波器满足形式,即

$$C(s) = \frac{c}{s+c} \quad (19)$$

将式(18)代入式(17)得

$$\dot{x}_{em}(s) = G_r(s)r(s) + G_1(s)(1 - C(s))\hat{\sigma} \quad (20)$$

根据假设 1,式(20)满足

$$\|x_{em}\| \leq \|G_r(s)\|_{L_1} \|r\|_{L_\infty} + \|G_1(s)(1 - C(s))\|_{L_1} (L \|x_{em}\|_{L_\infty} + L_0) \quad (21)$$

由于 RSLQR 设计的系统是稳定的系统,显然 $G_r(s)$ 和 $G_1(s)$ 是稳定的。假设

$$\|G_1(s)(1 - C(s))\|_{L_1} L > 1 \quad (22)$$

解得

$$\|x_{em}\|_{L_\infty} \leq \frac{\|G_r(s)\|_{L_1} \|r\|_{L_\infty} + \|G_1(s)(1 - C(s))\|_{L_1} L_0}{1 - \|G_1(s)(1 - C(s))\|_{L_1}} \quad (23)$$

要使参考系统稳定,则需要使得

$$x_m = \frac{\|G_r(s)\|_{L_1} \|r\|_{L_\infty} + \|G_1(s)(1 - C(s))\|_{L_1} L_0}{1 - \|G_1(s)(1 - C(s))\|_{L_1}} \quad (24)$$

有界。由于 $G_r(s)$ 和 $G_1(s)$ 是稳定的,所以

$$G_1(s)(1 - C(s)) = \frac{s}{s+c} G_1(s)$$

是稳定的,故而此时的 x_m 有界,即参考模型是稳定的。

综上所述,要使得参考模型稳定,则需要满足条件: $\|G_1(s)(1 - C(s))\|_{L_1} L > 1$ 。

为得到 σ 的准确估计,选取自适应律

$$\dot{\hat{\sigma}} = \Gamma \text{Proj}(\hat{\sigma}, -e_e) \quad (25)$$

式中, $e_e = x_{em} - x_c$ 。在 $u_{ad} = -c(s)\hat{\sigma}$ 时,在保证 $G_1(s)$ 和 $G_r(s)$ 稳定的条件下,选取合适的低通滤波器 $C(s)$ 能够保证整个系统稳定收敛。

根据 L_1 输出反馈原理,跟踪理想模型的误差与 Γ 成反相关的关系,而低通滤波器的存在能够有效移除系统高频动态,防止高频振荡,保证系统稳定可靠,故而选取足够大的 Γ 使得跟踪误差足够小^[3]。

在 RSLQR 主控制器的基础上,增加 L_1 自适应补偿结构,无人机纵向 RSLQR- L_1 综合控制器结构见图 5。

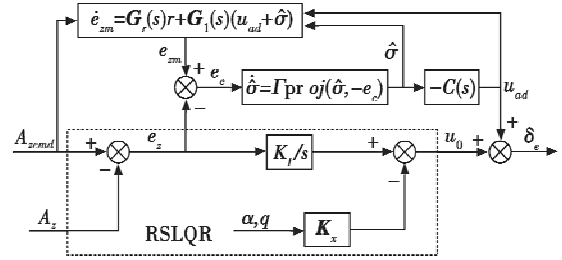


图 5 无人机纵向 RSLQR- L_1 控制结构图

Fig. 5 Longitudinal structure of RSLQR- L_1 system

根据上节中 RSLQR 控制器的闭环系统,带不确定性部分系统状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_c \end{bmatrix} = A_m \begin{bmatrix} x \\ x_c \end{bmatrix} + b_{1m}(u_{ad} + \sigma) + b_{2m}r \quad (26)$$

由式(9)和式(10)知

$$A_m = \begin{bmatrix} -1.00 & 1.00 & 0 \\ -24.03 & -21.66 & 0.39 \\ -167.66 & -100.00 & 0 \end{bmatrix}, b_{1m} = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.17 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$b_{2m} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}.$$

在 RSLQR 控制器的基础上设计 L_1 输出反馈控制器,这样就可以算得

$$G_1(s) = \frac{17.35s^2 + 46.40s}{s^3 + 22.66s^2 + 84.44s + 103.8},$$

$$G_r(s) = \frac{s^3 + 22.66s^2 + 45.65s}{s^3 + 22.66s^2 + 84.44s + 103.8}.$$

根据 L_1 输出反馈结构原理,选取投影运算参数 $\theta_{\max} = 100, \xi = 0.5$,选取自适应速率 $\Gamma = 1000$,在保证系统稳定的前提下,综合系统响应品质,最终选取低通滤波器

$$C(s) = \frac{20}{s+20} \quad (27)$$

保证系统动态性能,防止系统高频振荡。

3 仿真实证

根据以上设计,在仿真过程中,由于无人机初始飞行状态不确定,在设计点附近,先控制无人机进入匀速平飞状态,从 20 s 后开始接入 C^* 指令,该飞翼无人机在 RSLQR- L_1 控制下 C^* 阶跃指令响应曲线如图 6 所示。

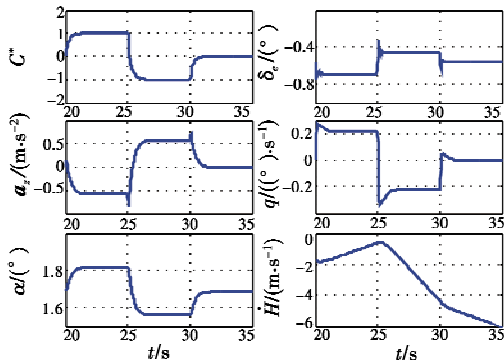


图6 RSLQR-L₁ 控制响应曲线

Fig. 6 Performance of RSLQR-L₁ system

由图6可见, C^* 跟踪阶跃响应时间在1 s左右, 响应平缓无超调, 具有一阶低通响应特性, 从迎角响应曲线来看, 飞行姿态过渡平稳, 由高度变化率 \dot{H} 响应来看, 无人机一直处于下滑状态, 在 $t = 30 \sim 35$ s 过程中, 法向加速度保持为零, 说明下滑轨迹为直线, 而 \dot{H} 持续变小, 这是由于空速在持续增大。图7为RSLQR-L₁控制结构的系统波德图, 可见系统都拥有较大的稳定裕度, 相角裕度大于70°。

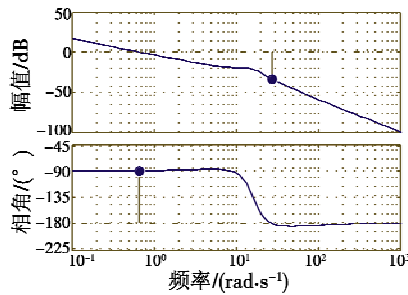


图7 RSLQR-L₁ 控制器波德图

Fig. 7 Frequency response of RSLQR-L₁ control system

为验证控制器在全包线的控制品质, 分别选取了飞行包线中不同工作点进行仿真验证, 见表1。

表1 控制律验证工作点选取

Table 1 Selection of operating points

	工作点1	工作点2	工作点3
马赫数	0.24	0.45	0.65
高度/km	0	3	6

不同工作点处RSLQR-L₁控制下响应如图8所示, 在3个工作点处跟踪效果良好, 可见RSLQR-L₁控制器对全包线飞行时的不确定性有很好的适应能力。工作点1处对应低空低速工作点, 升降舵操纵效率很低, $f(x, t)$ 的作用十分显著, 响应有超调。从加速度响应曲线来看, 随着马赫数的增大, 加速度在 C^* 中占的比重加大, 验证了 C^* 选取的合理性。

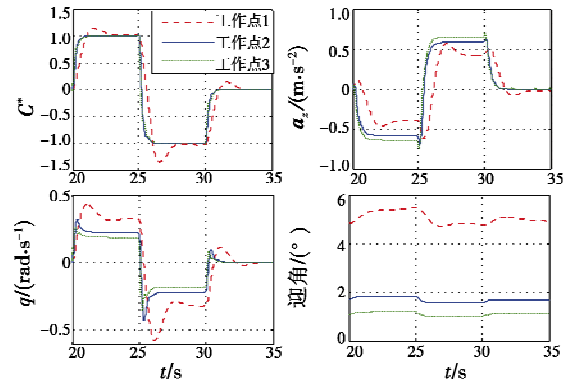


图8 不同工作点处响应曲线对比

Fig. 8 Performance at different operating points

为进一步验证RSLQR-L₁控制结构的鲁棒性能, 在相同的设计点设计了PI控制器, 响应如图9所示。

由图9可见, 无人机在设计点附近飞行时, PI控制器也能拥有良好的指令跟踪能力。然而, 当指令给定变大时, 由于飞行迎角发生较明显变化, 无人机动态特性变化大, PI控制器下 C^* 响应明显变坏, 而RSLQR-L₁控制下 C^* 响应不受到影响, 如图10所示。

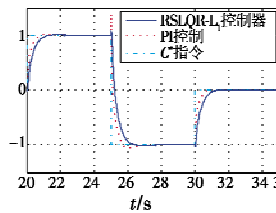


图9 RSLQR-L₁ 与 PI 控制器响应对比

Fig. 9 Performance comparison between RSLQR-L₁ and PI controller

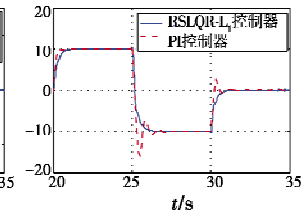


图10 指令 $r = \pm 10$ 时与 PI 控制器响应对比

Fig. 10 Performance comparison between RSLQR-L₁ and PI controller for $r = \pm 10$

为验证RSLQR-L₁能有效适应操纵效率变化明显的问题, 将升降舵操纵效率降低为原有的30%, 此时的PI控制器、RSLQR控制器和RSLQR-L₁控制器下的 C^* 指令跟踪效果如图11所示。

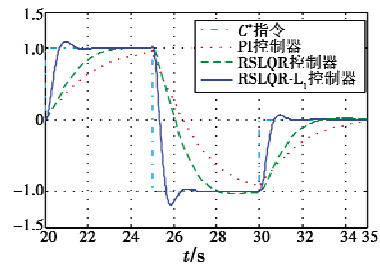


图11 舵面效率下降至30%时的响应对比

Fig. 11 Performance of C^* with elevator effectiveness decreasing to 30%

- ciation method for maneuvering target tracking[J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2007, 29(10): 2292-2295.
- [4] 刘宗香, 黄敬雄, 谢维信. 一种用于三维空间杂波环境机动目标跟踪的数据互联方法[J]. 电子与信息学报, 2009, 31(4): 848-852.
LIU Z X, HUANG J X, XIE W X. A data association method for maneuvering target tracking in three-dimensional space under the circumstance of clutter[J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2009, 31(4): 848-852.
- [5] 修建娟, 何友, 王国宏, 等. 被动定位系统中的方位数据互联[J]. 系统工程与电子技术, 2003, 25(3): 280-283.
XIU J J, HE Y, WANG G H, et al. Bearing measurements association in passive location systems[J]. Systems Engineering and Electronics, 2003, 25(3): 280-283.
- [6] 周莉, 李洪波, 杨秀珍, 等. 多被动传感器系统四时差量测数据关联算法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2009, 41(3): 190-192.
ZHOU L, LI H B, YANG X Z, et al. Four-TDOA data association algorithm for multi-passive-sensor system[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2009, 41(3): 190-192.
- [7] 修建娟, 何友, 车志宇, 等. 三维测向无源定位中的数据关联算法研究[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(2): 330-332.
XIU J J, HE Y, CHE Z Y, et al. Study on bearing measurements association algorithm in 3D passive location systems[J]. Systems Engineering and Electronics, 2009, 31(2): 330-332.
- [8] 张琦, 张晶炜, 熊伟, 等. 次最优概率和集中式 MSJPDA 算法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2009, 41(5): 188-191.
ZHANG Q, ZHANG J W, XIONG W, et al. Sub-optimal MSJPDA algorithm based on probability weight[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2009, 41(5): 188-191.
- [9] 邓未央, 王宝树. 多传感器数据融合系统中的目标跟踪技术[J]. 计算机工程与设计, 2004, 25(10): 1661-1663.
DENG W Y, WANG B S. Targets tracking in multisensor data fusion system[J]. Computer Engineering and Design, 2004, 25(10): 1661-1663.
- [10] 王以标, 徐毓, 张云龙. 基于广义三维分配的数据互联算法研究[J]. 现代防御技术, 2009, 37(3): 122-126.
WANG Y B, XU Y, ZHANG Y L. Study on generalized 3-D distribution based data association algorithm[J]. Modern Defence Technology, 2009, 37(3): 122-126.
- [11] 朱安福, 景占荣, 高田, 等. 基于 UKF 的交互多模型算法[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(3): 655-657.
ZHU A F, JING Z R, GAO T, et al. Interacting multiple model algorithm based on UKF[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(3): 655-657.

(上接第 23 页)

可见, PI 控制器对这些不确定性的适应能力弱, 指令跟踪效果明显变差; 在不加入 L_1 补偿时, RSLQR 控制器受到的影响同样较大; 加入 L_1 自适应补偿后, 指令跟踪效果变化很小, 综合图 8 对应的工作点 1 的 C^* 响应可见, 操纵效率下降十分明显时响应会出现超调。综上所述, RSLQR 拥有一定的鲁棒性, 但对操纵效率变化适应能力较弱, 加入 L_1 补偿后, 系统适应操纵效率变化的能力明显增强。

4 结束语

本文研究了飞翼布局无人机全包线飞行的控制问题, 结合无人机的飞行品质要求和鲁棒性指标, 结合鲁棒最优控制中的 RSLQR 方法与 L_1 自适应控制, 选取 C^* 参数为被控变量, 设计了无人机纵向的 RSLQR- L_1 综合控制律。仿真结果表明, 该控制器具有很强的鲁棒性, 对一系列不确定性具有适应能力, 所设计的控制律改善了飞翼无人机的非线性响应特性和飞行品质, 提高了操纵效率, 能够适应无人机全包线飞行, 具有一定的工程应用价值。

参考文献

- [1] WISE K A. Bank-to-turn missile autopilot design using loop transfer recovery[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1990, 13(1): 145-152.
- [2] CAO C Y, HOVAKIMYAN N. Guaranteed transient performance with L_1 adaptive controller for systems with unknown time-varying parameters and bounded disturbances[C]//American Control Conference, 2007, ACC'07, IEEE, 2007: 3925-3930.
- [3] CAO C Y, HOVAKIMYAN N. L_1 adaptive output feedback controller for systems with time-varying unknown parameters and bounded disturbances[C]//Proceedings of the American Control Conference, 2007: 486-491.
- [4] WISE K A, EUGENE L, ZIMMERMAN J, et al. Adaptive flight control of a sensor guided munition[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, San Francisco, USA, 2005, AIAA-2005-6385.
- [5] WISE K A, EUGENE L, HOVAKIMYAN N. Adaptive control of flight: Theory, applications, and open problems[C]//American Control Conference, IEEE 2006; doi: 10.1109/ACC.2006.1657677.