

引用格式:杨艺,姚雪莲.一种静不稳定无人机快速跃升与俯冲机动控制器设计[J].电光与控制,2019,26(1):68-72. YANG Y, YAO X L. Fast climbing and diving maneuver control of a statically unstable UAV[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(1):68-72.

一种静不稳定无人机快速跃升与俯冲机动控制器设计

杨艺, 姚雪莲

(江苏理工学院汽车与交通工程学院,江苏常州 213001)

摘要:针对无人机在快速跃升与俯冲机动中存在的气动耦合、操纵耦合与不确定扰动,以及由于静不稳定性而造成不稳定俯仰力矩等问题,提出了一种新的鲁棒模型参考自适应非线性逆控制器。首先,通过基于状态反馈的非线性逆控制完成多通道之间的解耦;然后,依据解耦后的线性闭环系统设计鲁棒模型参考自适应控制器,其主要作用是对非线性逆误差与不稳定俯仰力矩进行补偿,并对不确定扰动进行抑制,从而保证无人机在整个快速机动飞行中的稳定性。通过非线性仿真验证了该控制方法在快速跃升与俯冲纵向机动控制中的有效性与可靠性,并与典型的鲁棒伺服LQR最优控制器对比,说明了该控制器的解耦性能以及对于不确定扰动的抑制作用。

关键词:静不稳定无人机;快速跃升与俯冲机动;耦合特性;鲁棒自适应控制

中图分类号: V249.1 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2019.01.015

Fast Climbing and Diving Maneuver Control of a Statically Unstable UAV

YANG Yi, YAO Xue-lian

(School of Automotive and Traffic Engineering, Jiangsu University of Technology, Changzhou 213001, China)

Abstract: A new robust model-reference adaptive nonlinear inversion controller is presented for a statically unstable UAV to perform fast climbing and diving maneuver, which mainly deals with the aerodynamic and control couplings and uncertain disturbances during the maneuver, as well as the unstable pitching moment caused by static instability. Firstly, the nonlinear inversion control based on state-feedback is adopted to realize the decoupling between multiple control channels. Then, the robust adaptive controller is designed based on the decoupled closed-loop system to compensate for the nonlinear inversion error and the unstable pitching moment, and attenuate the uncertain disturbances, thus to guarantee the stability of the UAV in the process of fast maneuvering. The effectiveness and robustness of the robust model-reference adaptive nonlinear inversion controller are validated through nonlinear simulations of the fast climbing and diving maneuver. Compared with the typical robust servo LQR optimal controller, the designed controller has better decoupling capacity and uncertain disturbance attenuating performance.

Key words: statically unstable UAV; fast climbing and diving maneuver; coupling property; robust adaptive control

0 引言

在军用领域,快速跃升与俯冲机动飞行对于增强无人机(UAV)复杂任务的执行能力,提高其在战斗中

的生存概率具有重要意义。例如,对快速移动目标的追踪与打击,组成编队飞行,以及躲避攻击等^[1]。然而在该机动飞行中,无人机表现出的强非线性动态以及通道间的气动耦合与操纵耦合特性对控制器的设计均提出了巨大的挑战,同时,为了增强机动性而放宽静稳定度更增加了控制的难度。

基于对未来无人战斗机(UCAV)的构想,美国在冷战时期便开展了X-31作战飞行器机动性增强计划(X-31EFM)^[2],旨在验证先进的控制方法在机动飞行控制上的可行性与可靠性。为克服机动飞行中非线性耦合

收稿日期:2018-01-11

修回日期:2018-12-03

基金项目:江苏省基础研究计划(自然科学基金)资助项目(BK20170318);常州市应用基础研究项目(CJ20160050);江苏省高等学校自然科学基金项目(18KJB580006)

作者简介:杨艺(1985—),男,河北大名,博士,讲师,研究方向为无人系统自适应控制。

特性以及不确定性的影响,文献[3-4]采用高阶滑模控制方法设计飞行控制律,并将复杂的机动动作分解为若干个阶段实施针对性的控制设计;文献[5]将飞行器的非线性动态分为内环快变量与外环慢变量,给出了基于动态逆控制方法的多通道内外环综合控制结构,其利用全状态反馈抵消非线性项,实现了多个机动动作的飞行控制,且该方法作为基本的控制器设计方法在X-36^[6],X-48B^[7]等无人机上均得到成功应用。自适应控制作为一种成熟的控制方法在文献[8]中与神经网络相结合设计了灵巧导弹机动控制器;文献[9-10]采用一种新颖的L1模型参考自适应控制器与成熟的最优控制相结合,实现了纵向大迎角“仿鸟栖息”机动与横侧向快速滚转机动控制。上述方法着重研究了快速机动中非线性运动耦合与不确定性补偿等问题,但没有综合考虑快速机动中通道间操纵耦合与静不稳定特性对控制的影响。

本文结合非线性逆控制与鲁棒自适应控制方法的优势,提出了一种新的针对静不稳定无人机纵向快速机动飞行控制的鲁棒自适应非线性逆控制器。其中,非线性逆控制用来实现俯仰通道与发动机通道间的解耦,而鲁棒自适应控制致力于对逆误差与静不稳定俯仰力矩的补偿并抑制不确定扰动。

1 对象建模

基于“平板地球假设”且地面坐标系即惯性系^[11],将发动机通道方程与角动力学方程相结合,则带有输入扰动刚体无人机纵向动力学模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{V} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_q \\ F_V \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} c_3 & c_m \\ 0 & c_t \end{bmatrix}}_{\text{操纵耦合}} \begin{bmatrix} M + \Delta M_s + \Delta M_d \\ T + \Delta T_d \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $\begin{bmatrix} F_q \\ F_V \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_1 p r - c_2 (p^2 - r^2) \\ A_x \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta + A_y \cdot \sin \alpha \cdot \cos \beta + A_z \cdot \sin \beta + g \cdot \sin \gamma \end{bmatrix}$, $\underbrace{\begin{bmatrix} c_3 & c_m \\ 0 & c_t \end{bmatrix}}_{\text{气动耦合}}$

q, V, p, r 分别为俯仰角速率、空速、滚转角速率与偏航角速率, α, β, γ 为迎角、侧滑角与航迹倾斜角, A_x, A_y, A_z 分别为机体坐标系内的轴向、侧向与法向合加速度; $c_1 = (I_z - I_x)/I_y, c_2 = I_{xz}/I_y, c_3 = 1/I_y, I_s$ 表示无人机的转动惯量和惯性积; $c_t = \cos \alpha \cdot \cos \beta / m, m$ 为无人机的质量; c_m 为重心到推力矢量的距离(假设推力矢量在无人机对称平面内); g 为重力加速度; M 与 T 为待设计的俯仰控制力矩与发动机推力增量; ΔM_d 与 ΔT_d 分别是由于机动过程中非定常气动力与力矩,重心或焦点的偏移,以及加速度传感器安装位置造成的不确定扰动,且该扰动是有界的; ΔM_s 为静不稳定造成的随气动力的变化而变化的俯仰力矩,可表示为

$$\Delta M_s = \bar{l}_c \cdot A_z \cdot m \quad (2)$$

式中, \bar{l}_c 为焦点至重心的距离(标称值)。

同时,由参考文献[11-12]可知,迎角的非线性动态方程为

$$\dot{\alpha} = \frac{-T \sin \alpha + G_{za} - L}{mV \cos \beta} - \tan \beta \cos \alpha \cdot p - \frac{\tan \beta \sin \alpha \cdot r + q}{\cos \alpha} \quad (3)$$

式中: T 与 L 分别为发动机推力以及气流轴系的气动升力; G_{za} 为重力在气流坐标系 z 轴上的分量。对非线性方程式(3)进行简化,不考虑横侧向状态对迎角动态的影响($\beta \approx 0$),无人机在建立起平飞、跃升或者俯冲模态时将达到纵向平衡,因此有

$$\dot{\alpha} = (Z_\alpha + \Delta Z_\alpha) \alpha + q + \Delta_\alpha \quad (4)$$

式中: $Z_\alpha = \frac{-T - A_x \cdot m}{(V - V_x \cdot \cos \theta \cdot \cos \gamma) \cdot m}$, ΔZ_α 为 Z_α 中各状态的变化导致的参数的不确定性; Δ_α 表示简化过程中所有的忽略项造成的有界的不确定影响。

2 控制律的设计

首先利用非线性逆控制器实现对方程式(1)的解耦控制,并消除非线性项,接着以消除非线性项后的理想俯仰角速率动态结合方程式(4)设计鲁棒模型参考自适应控制器。总体控制结构如图1所示。

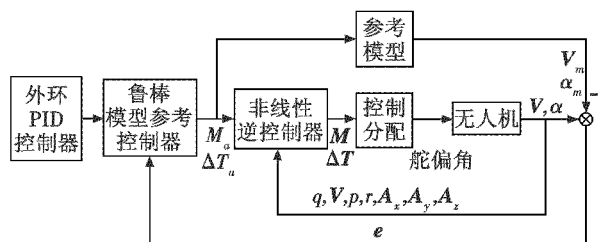


图1 控制系统总体结构框图

Fig. 1 Diagram of the control system

2.1 鲁棒模型参考自适应非线性逆控制器设计

由纵向动力学方程式(1)可得非线性逆控制为

$$\begin{bmatrix} M \\ T \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} c_3 & c_m \\ 0 & c_t \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} F_q + \bar{l}_c \cdot A_z \cdot m - a^q \cdot q - b^q \cdot M_a \\ F_V - a^v \cdot V - b^v \cdot T_a \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: a^q, b^q, a^v, b^v 为待设计的控制器参数; M_a, T_a 均为自适应控制器的控制输出。由式(1)中有关 c_3 与 c_t 的说明可得该逆控制的存在性,将其代入式(1)中,得到解耦后的方程为

$$\begin{cases} \dot{q} = a^q \cdot q + b^q \cdot M_a + \Delta M_d + \theta_1 F_q \\ \dot{V} = a^v \cdot V + b^v \cdot T_a + \theta_2 F_V + \Delta T_d \end{cases} \quad (6)$$

式中, $\theta_1 F_q$ 与 $\theta_2 F_V$ 为逆误差产生的残留非线性项的参数化形式。

接下来,设计鲁棒模型参考自适应控制 M_a 与 T_a 。

将式(6)中俯仰角速率方程与式(4)合并,得

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = (Z_\alpha + \Delta Z_\alpha) \alpha + q + \Delta_\alpha \\ \dot{q} = a^q \cdot q + b^q \cdot M_a + \Delta M_d + \theta_1 F_q \end{cases} \quad (7)$$

令 $X = [\alpha \ q]^T$, 则式(7)可写为

$$\begin{cases} \dot{X} = (A + \Delta A)X + B(M_a + \theta_1 \bar{F}_q) + \bar{d} \\ Y = CX \end{cases} \quad (8)$$

式中: $A = \begin{bmatrix} Z_\alpha & 1 \\ 0 & a^q \end{bmatrix}$; $\Delta A = \begin{bmatrix} \Delta Z_\alpha & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$; $B = \begin{bmatrix} 0 \\ b^q \end{bmatrix}$; $\bar{F}_q = \frac{F_q}{b^q}$; $\bar{d} = \begin{bmatrix} \Delta_\alpha \\ \Delta M_d \end{bmatrix}$; $C = [57.3 \ 0]$ 。可以验证 $(A + \Delta A, B)$ 是可控的。

接下来,构造如下二阶参考模型

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}} = A_m \hat{X} + B_m r \\ \hat{Y} = C_m \hat{X} \end{cases} \quad (9)$$

式中,模型系数 (A_m, B_m, C_m) 的选择可参考 GJB185-1986 中有关纵向机动特性的短周期频率和操纵期望参数选取范围^[13],但需保证 A_m 为 Hurwitz 阵。参考模型的选取主要影响所设计的控制器的瞬态响应性能。

为了补偿非线性逆误差 $\theta_1 \bar{F}_q$ 以及适应线性化模型系数的变化 ΔZ_α , 并抑制扰动 \bar{d} 的影响,设计如下状态反馈鲁棒模型参考自适应控制

$$M_a = \hat{k}_\alpha \cdot \alpha + \hat{k}_q \cdot q + \hat{\theta}_r \cdot r + \hat{\theta}_1 \cdot F_q \quad (10)$$

自适应律为

$$\dot{\hat{\Theta}} = Proj(\hat{\Theta}, -\Gamma e^T P B \omega) \quad (11)$$

式中: $\hat{\Theta} = [\hat{k}_\alpha \ \hat{k}_q \ \hat{\theta}_r \ \hat{\theta}_1]^T$; $\omega = [\alpha \ q \ r \ F_q]^T$; $e = X - \hat{X}$; $P = P^T > 0$ 为 Lyapunov 方程 $PA_m + A_m^T P = -Q$ 的对称正定解, $Q = Q^T > 0$; $\Gamma = \Gamma^T > 0$ 为自适应增益阵; $Proj$ 为投影算子^[14]。选取 a^q, b^q 与自适应初值 $\hat{k}_\alpha(0), \hat{k}_q(0)$ 以及 $\hat{\theta}_r(0)$, 使得

$$\begin{cases} A + B \cdot [\hat{k}_\alpha(0) \ \hat{k}_q(0)] = A_m \\ B \cdot \hat{\theta}_r(0) = B_m \end{cases} \quad (12)$$

且 $\hat{\theta}_1(0) = 0$ 。注意到,非线性逆控制器参数 a^q, b^q 的选取与参考模型以及自适应参数的初值有关,式(12)的意义在于使被控系统更加贴近参考模型,这有利于控制系统获得较好的瞬态响应。

同理,针对式(6)中的发动机动态,选取一阶参考模型

$$\dot{\hat{V}} = a_m^v \cdot \hat{V} + b_m^v \cdot r_v \quad (13)$$

式中: a_m^v, b_m^v 为参考模型系数; r_v 为参考指令。并给出发动机通道的鲁棒模型参考自适应控制以及鲁棒自适应律

$$T_a = \hat{k}_v \cdot V + \hat{k}_r r_v - \hat{\theta}_2 \cdot F_v \quad (14)$$

$$\dot{\hat{\Theta}}_v = Proj(\hat{\Theta}_v, -\Gamma_v e_v^T b_v^v \omega_v) \quad (15)$$

式中: $\hat{\Theta}_v = [\hat{k}_v \ \hat{k}_r \ \hat{\theta}_2]^T$; $\omega_v = [V \ r_v \ F_v]^T$; $e_v = V - \hat{V}$; $\Gamma_v = \Gamma_v^T > 0$ 。

2.2 稳定性分析

本文以俯仰通道为例证明闭环控制系统的稳定

性,发动机通道的证明类似。

定理 1 对于静不稳定的无人机纵向系统式(1)与式(4),控制器式(5)与式(9)使得整个闭环系统稳定,且控制参数估计误差与输出跟踪误差有界。

证明 由控制器设计可知,鲁棒模型参考自适应控制器 M_a 与 T_a 嵌套在非线性逆控制器式(5)之中,将式(5)代入模型式(1)并结合式(4)得到方程式(8)。

接下来证明对于存在非线性逆误差残留项 $\theta_1 \bar{F}_q$ 与不稳定扰动力矩 \bar{d} 的系统式(8),鲁棒模型参考自适应控制器 M_a 使得系统输出跟踪误差 $e = X_{Lon} - \hat{X}_{Lon}$ 以及参数估计误差 $\tilde{\Theta} = \hat{\Theta} - \Theta^*$ 一致有界,其中 $\Theta^* = [k_\alpha^* \ k_q^* \ \theta_r^* \ \theta_1^*]^T$ 为期望的控制参数。

构造如下 Lyapunov 函数

$$\bar{V} = \frac{1}{2} e^T P e + \frac{1}{2} \tilde{\Theta}^T \Gamma^{-1} \tilde{\Theta} \quad (16)$$

由 $\dot{e} = \dot{X}_{Lon} - \dot{\hat{X}}_{Lon} = A_m e + B(\tilde{\Theta}^T \omega + \bar{d})$ 以及自适应律式(15),有

$$\begin{aligned} \dot{\bar{V}} = & -\frac{1}{2} e^T Q e + e^T P \bar{d} + [\tilde{\Theta}^T (e^T P B \omega + \\ & \Gamma^{-1} Proj(\hat{\Theta}, -\Gamma e^T P B \omega))] \end{aligned} \quad (17)$$

注意到,投影算法 $Proj$ 具有如下性质^[14],定义如下集合: $\Omega_0 = \{\hat{\Theta} \in \mathbf{R}^4 \mid f(\hat{\Theta}) \leq 0\}$; $\hat{\Theta}'_{\max} = \max_{\Theta \in \Omega_0} (\|\hat{\Theta}\|)$; $\Omega_1 = \{\hat{\Theta} \in \mathbf{R}^4 \mid f(\hat{\Theta}) \leq 1\}$; $\hat{\Theta}'_{\max} = \max_{\Theta \in \Omega_1} (\|\hat{\Theta}\|)$ 。其中, $f(\hat{\Theta})$ 为凸函数, $f(\hat{\Theta}) = \frac{\|\hat{\Theta}\|^2 - \hat{\Theta}'_{\max}{}^2}{\varepsilon^2 + 2\varepsilon \hat{\Theta}'_{\max}}$, ε 为任意正实

数。对于 $\hat{\Theta}(0) \in \Omega_0$, 自适应律式(11)使得 $\hat{\Theta}(t) \in \Omega_1$, $t \geq 0$, 则对任意分段连续的向量 $\Phi = -e^T P B \omega$, 有

$$(\hat{\Theta} - \Theta^*)^T [\Gamma^{-1} Proj(\hat{\Theta}, \Gamma \Phi) - \Phi] \leq 0 \quad (18)$$

由式(17)、式(18)有

$$\dot{\bar{V}} \leq -\frac{1}{2} e^T Q e + k_1 \|e\| \|\bar{d}\| \quad (19)$$

再由式(16)与式(19),以及 $\hat{\Theta}(t)$ 有界,可得

$$\dot{\bar{V}} \leq -k_2 (\bar{V} - k_3) + k_4 \sqrt{\bar{V}} \quad (20)$$

式中: $k_1 = \lambda_{\max}(P)$; $k_2 = \frac{\lambda_{\min}(Q)}{\lambda_{\max}(P)}$; $k_3 = \frac{\hat{\Theta}'_{\max}{}^2}{\lambda_{\min}(\Gamma)}$; $k_4 =$

$k_1 \bar{d}_{\max} / \sqrt{\lambda_{\min}(P)}$; $\lambda(\cdot)$ 表示矩阵特征值。则存在正实数 z_1 与 z_2 , 如 $0 < z_1 < k_2$, $4z_1 z_2 \geq k_4^2$ 使得对任意 \bar{V} 有 $k_1 \bar{V} + k_2 \geq k_4 \sqrt{\bar{V}}$, 再由式(20)可得

$$\dot{\bar{V}} \leq -K_0 \bar{V} + K_1 \quad (21)$$

式中: $K_0 = k_2 - z_1$; $K_1 = k_2 k_3 + z_2$ 。因此,由 Gronwall-Bellman 引理^[15]可得

$$\bar{V}(t) \leq [\bar{V}(0) - K_1/K_0] \exp(-K_0 t) + \frac{K_1}{K_0} \quad (22)$$

即 $\bar{V}(t)$ 有界,且输出跟踪误差 e 与参数估计误差 $\tilde{\Theta}$ 一致有界。

证毕。

3 仿真验证

以某小展弦比、大推重比、高机动性无人机为例,其静不安定性标称值为 5%,气动数据由风洞实验给出并采用线性内插方法,在 Matlab 仿真平台采用四元素法搭建六自由度非线性数学模型,其中,控制分配环节采用链式递推分配方法,内侧尾翼为一级升降舵,外侧尾翼为二级升降舵。非线性逆控制参数与自适应初值以及参考模型分别如表 1、表 2 所示。

表 1 控制参数

Table 1 Control parameters

| 控制参数 | a^q | b^q | $\hat{k}_a(0)$ | $\hat{k}_q(0)$ | $\hat{\theta}_r(0)$ |
|------|-------|-------|----------------|----------------|---------------------|
| 值 | -5.71 | 8.24 | 1.0 | -0.5 | 1.94 |
| 控制参数 | a^r | b^r | $\hat{k}_r(0)$ | $\hat{k}_i(0)$ | $\hat{\theta}_i(0)$ |
| 值 | -0.8 | 1.0 | -1.0 | 1.8 | 0 |

表 2 参考模型

Table 2 Reference model

| 控制通道 | 俯仰控制 | 速度控制 |
|------|----------------------------|-----------------------|
| 参考模型 | $\frac{16}{s^2 + 8s + 16}$ | $\frac{1.8}{s + 1.8}$ |

首先,在海拔 1000 m、指示空速 200 m/s 点进入平飞模态,10 s 之后以 80 m/s 的爬升率完成快速跃升,10 s 后再转成平飞模态,紧接着以 -80 m/s 的下滑率实现快速俯冲,整个机动过程中保持表速不变。为了说明所提出的鲁棒模型参考自适应非线性逆控制器(RMRAC)的解耦性能与不确定扰动的抑制能力,选取基于平衡点线性化模型设计的鲁棒伺服 LQR 最优控制器(RSLQR)进行对比仿真。

3.1 解耦性能对比仿真

模态转换过程中迎角的变化(图 2)使得空速的变化呈现出强非线性特性。基于速度反馈的 LQR 鲁棒伺服链发动机控制设计,为了实现机动性与稳定性的平衡,折中选取权重矩阵 Q 与 R ;但其控制结构的缺陷仍然导致了空速的快速减小和增大(图 3)。而鲁棒自适应非线性逆控制通过引入轴向过载反馈以及自适应补偿作用能够快速稳定空速的变化,使整个机动过程中表速的变化很小,从而保证动压的稳定。

另一方面,通过对比仿真可以看出,空速的变化(图 3)造成动压的变化,这将影响升力大小;同时,发动机的控制产生了随推力变化而变化的俯仰力矩,这综合导致了 LQR 最优控制的爬升率与下滑率的波动

(图 4)。相比之下,鲁棒自适应非线性逆控制能够快速、平稳地使无人机达到期望的爬升与下滑率,其最大法向过载到达 6g 以上(图 5),体现了其纵向控制的机动性,即快速改变飞行状态的能力。并且,在相应的模态过渡阶段两级升降舵的出舵量基本一致(图 6 中,虚线表示 RSLQR 控制的全部升降舵偏曲线),说明了其控制输入的平稳性与可重复性。从本质上看,相较于单通道设计的 LQR 最优控制器,基于多通道全状态反馈的内环非线性逆控制器具有明显的解耦能力,使得对爬升率与下滑率的控制更快速、准确。

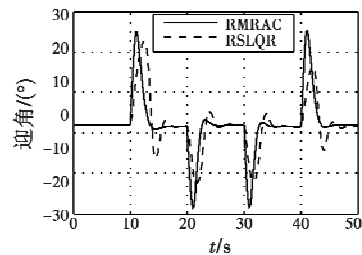


图 2 迎角响应曲线

Fig. 2 Response curve of attack of angle

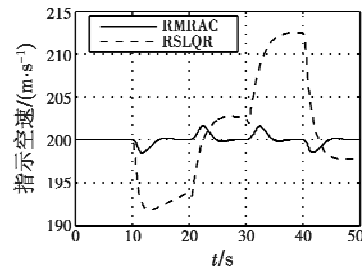


图 3 指示空速响应曲线

Fig. 3 Response curve of indicated airspeed

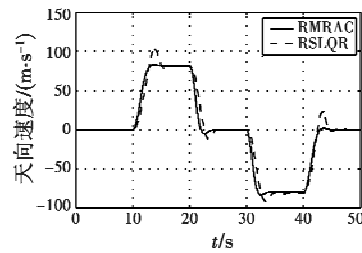


图 4 天向速度响应曲线

Fig. 4 Response curve of climb and dive rates

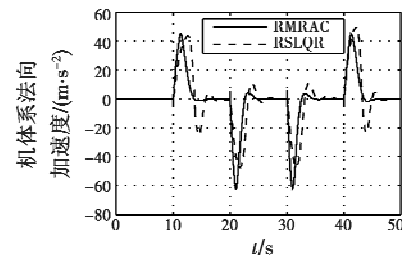


图 5 机体法向加速度响应曲线

Fig. 5 Response curve of normal acceleration

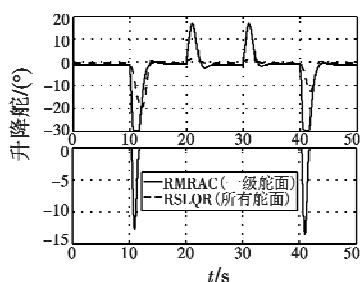


图6 升降舵偏曲线

Fig. 6 Deflection curve of elevators

3.2 俯仰力矩补偿与不确定扰动抑制对比仿真

由图7可知,静不稳定俯仰力矩的影响首先体现在俯仰角速率的波动上,其间接导致了迎角的变化(见图2),并综合反映在爬升与下滑控制的超调与振荡(见图4)。而在鲁棒自适应非线性逆控制设计中明确地对该静不稳定俯仰力矩给予了补偿,且鲁棒模型参考自适应控制对气动焦点的漂移以及传感器安装造成的不确定扰动具有较强的容忍能力,保证了在快速机动飞行中整个闭环控制系统的稳定性。

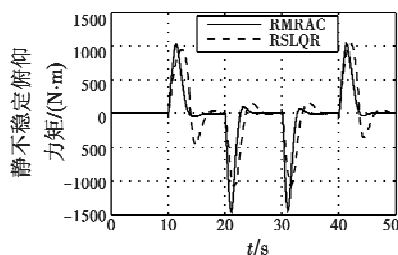


图7 静不稳定俯仰力矩曲线

Fig. 7 Curve of statically unstable pitch moment

4 结束语

本文综合分析了静不稳定无人机在快速跃升与俯冲机动中存在的气动耦合与操纵耦合效应,以及由静不稳定性造成的不确定扰动俯仰力矩带来的影响,建立了静不稳定无人机纵向机动飞行数学模型,设计了一种鲁棒模型参考自适应非线性逆控制器。其中,非线性逆控制有针对性地实现了气动耦合与操纵耦合的解耦,而鲁棒模型参考自适应控制对非线性逆误差进行了补偿,有效抑制了不确定扰动带来的影响,保证了在大机动飞行中整个闭环系统的稳定性。通过非线性对比仿真,说明了该控制方法能够有效实现非线性解耦并抑制静不稳定俯仰力矩与扰动,从而稳定、快速、准确地实现静不稳定无人机快速跃升与俯冲机动控制。

参考文献

[1] SCHNEIDER W. Defense science board study on unmanned aerial vehicles and uninhabited combat aerial vehicle [EB/

OL]. 2014-01-01 (2018-01-11). <http://www.iwar.org.uk/ram/resource/dsb/uav.pdf>.

- [2] ALCORN C W, CROOM M A, FRANCIS M S, et al. The X-31 aircraft; advances in aircraft agility and performance [J]. *Progress Aerospace Sciences*, 1996, 32(11): 377-413.
- [3] URE N K, INALHAN G. Autonomous control of unmanned combat air vehicles: design of a multimodal control and flight planning framework for agile maneuvering [J]. *IEEE Control Systems Magazine*, 2012, 32(5): 74-95.
- [4] URE N K, INALHAN G. Design of higher order sliding mode control laws for multimodal agile maneuvering UCAV [C]//The 2nd International Symposium on Systems & Control in Aerospace & Astronautics, 2008: 453-458.
- [5] SNEELI S A, NNS D F, ARRARD W L. Nonlinear inversion flight control for a super-maneuverable aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1992, 15(4): 976-984.
- [6] BRINKER J S, WISE K A. Flight testing of reconfigurable control law on the X-36 tailless aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, 24(5): 903-909.
- [7] LEMAN T J. L1 adaptive control augmentation system for the X-48B aircraft [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2010: 1294-1303.
- [8] MCFARLAND M, CALISE A J. Neural-adaptive nonlinear autopilot design for an agile anti-air missile [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 1996: 956-966.
- [9] CHOE R, HOVAKIMYAN N. Perching maneuver for an MAV augmented with an L1 adaptive controller [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2011: 712-730.
- [10] PETERSSON A, ASTROM K J, ROBERTSSON A, et al. Augmenting L1 adaptive control of piecewise constant type to a Fighter aircraft; performance and robustness evaluation for rapid maneuvering [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2012: 34-41.
- [11] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统 [M]. 2版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [12] STEVENS B I, LEWIS F L. Aircraft control and simulation [M]. New York: Wiley-Interscience, 2013.
- [13] 国防科学技术工业委员会. GJB 185-1986 有人驾驶飞机(固定翼)飞行品质 [S]. 北京: 中国标准出版社, 1986: 18-23.
- [14] LAVRETSKY E, GIBSON T E. Projection operator in adaptive systems [M]. Dessau: Springer, 2011.
- [15] BELLMAN R. The stability of solutions of linear differential equation [J]. *Duke Mathematical Journal*, 1943, 10(4): 643-647.