

文章编号:1674-8190(2020)05-645-06

# 飞翼无人机机动飞行非线性反步控制律设计

杨雷恒<sup>1</sup>, 李继广<sup>2</sup>, 杨璐<sup>1</sup>, 岳源<sup>3</sup>

(1. 西安航空职业技术学院 通用航空学院, 西安 710089)

(2. 西安航空学院 通用航空工程技术中心, 西安 710077)

(3. 中国民用航空飞行学院 航空工程学院, 广汉 618307)

**摘要:** 飞翼布局无人机具有操纵能力不足、非线性和耦合性强的特点。传统的反步控制方法能够提高飞翼无人机系统的鲁棒性,但是存在奇异值计算、保守性等问题。本文提出一种改进的反步控制方法。建立飞翼无人机仿射非线性模型,运用该方法进行鲁棒控制器设计,并进行仿真验证分析。结果表明:该方法解决了传统反步控制方法所具有的奇异值计算、保守些问题,突破现有鲁棒设计方法对系统不确定性范数上界已知要求的限制,所设计的控制器鲁棒性较高。

**关键词:** 飞翼无人机; 机动飞行; 反步控制方法; 鲁棒性; 奇异值计算

中图分类号: V249.1; TJ391; TJ761.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.05.005

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Design of Nonlinear Backstepping Controller for Flying Wing UAV Maneuvering Flight

YANG Leiheng<sup>1</sup>, LI Jiguang<sup>2</sup>, YANG Lu<sup>1</sup>, YUE Yuan<sup>3</sup>

(1. College of General Aviation, Xi'an Aeronautical Polytechnic Institute, Xi'an 710089, China)

(2. General Aviation Engineering Technology Center, Xi'an Aeronautical University, Xi'an 710077, China)

(3. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

**Abstract:** The flying wing unmanned aerial vehicle (UVA) has poor maneuvering capacity, strong nonlinear and coupling capacities. The traditional Backstepping method can improve the system robustness of flying wing UVA, but has the problems of singular value calculation and conservative property. An improved Backstepping method is proposed. The nonlinear radiation model of flying wing UVA is established. The method is used to perform the robustness controller design, and the controller is verified with simulation analysis. The results show that the method can solve the problems of singular value calculation and conservative property of traditional Backstepping method, break the limitation of current robust design methods whose upper bound of uncertainty norm is known, and the designed controller has high robustness.

**Key words:** flying wing UVA; maneuvering flight; Backstepping method; robustness; singular value calculation

收稿日期:2019-10-31; 修回日期:2020-03-03

基金项目:陕西省自然科学基金(2019JM-290)

通信作者:杨雷恒,605220875@qq.com

引用格式:杨雷恒,李继广,杨璐,等. 飞翼无人机机动飞行非线性反步控制律设计[J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 645-650.

YANG Leiheng, LI Jiguang, YANG Lu, et al. Design of nonlinear Backstepping controller for flying wing UAV maneuvering flight[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 645-650. (in Chinese)

## 0 引言

飞翼无人机由于具有良好的隐身性能、较大的升阻比等优点受到了各国的普遍重视,得到了较快的发展。虽然飞翼布局的优势突出,但其特殊的构型也为控制律设计带来了一系列的困难:

(1) 垂尾的缺失使得航向稳定性弱,且存在更大的耦合和非线性特性<sup>[1-2]</sup>;

(2) 控制效率低下使得机动飞行时非线性、迟滞效应、不确定扰动等的影响更加突出<sup>[3-4]</sup>;

(3) 机动飞行的飞行状态快速改变使得经典控制理论所要求的平衡点并不存在,这也使得经典控制方法失去了理论基础<sup>[5-6]</sup>。

针对飞翼无人机机动飞行面临的实际问题,各国研究者提出了不同的解决方法。L. Sonneveldt 等<sup>[6]</sup>、S. Sieberling 等<sup>[7]</sup>、W. MacKunis 等<sup>[8]</sup>从不同的理论角度出发研究了无人机的非线性控制问题。这些研究结果对解决飞翼无人机机动飞行控制律设计是有利的,但是这些方法也存在着设计过程复杂、对系统模型精确高度依赖、鲁棒性无法保证等缺点。为了解决系统鲁棒性能设计问题,E. N. Johnson 等<sup>[9]</sup>、Xu Bin 等<sup>[10]</sup>做了专门的研究设计,并在 X-35 和 F-18 的模型机上进行了仿真验证。这些方法虽然提高了系统的鲁棒性,但是设计过程要求系统不确定性是有界且已知的。

目前,已经发展了很多非线性控制律设计方法。在众多非线性控制方法中,反步(Backstepping)控制方法因其具有处理非线性系统控制的能力,在飞翼无人机控制系统设计上表现出明显的优势并得到了广泛的重视。然而,传统 Backstepping 方法同样具有鲁棒性弱、设计过程复杂等不足。为了提高系统的鲁棒性,研究者提出了改进方法<sup>[11-12]</sup>。但是,这些方法在提高系统鲁棒性的同时,也带来了奇异值计算、保守性等问题。

本文针对奇异值计算、保守性问题,提出一种改进的 Backstepping 方法,运用该方法进行控制器设计,并对控制器进行仿真验证。

## 1 系统建模

被控飞翼无人机示意图如图 1 所示,可以看出:该无人机是典型的飞翼布局,控制舵面主要包括升降副翼,两边舵面联动相当于升降舵,两边舵

面差动相当于副翼;同时,该无人机具有阻力式方向舵。

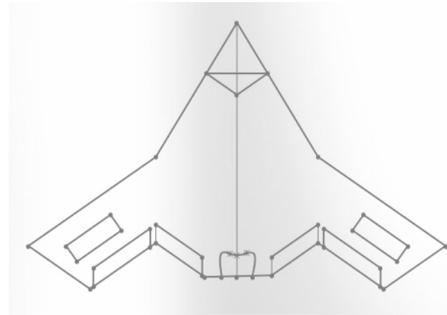


图 1 无人机示意图

Fig. 1 Diagram of UAV

为了表述方便,将无人机的姿态方程表述为如下形式:

$$\dot{\omega} = -\mathbf{I}^{-1}S(\omega)\mathbf{I}\omega + \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{M}_A + \mathbf{M}_T) \quad (1)$$

式中: $\omega = [p, q, r]^T$ ;  $\mathbf{M}_A$  为无人机运动与空气的相互作用而产生的气动力矩;  $\mathbf{M}_T$  为发动机矢量喷口偏转而产生的矢量力矩;  $\mathbf{I}$  和  $S(\omega)$  分别为惯性矩阵和  $\omega$  的反对称矩阵。

发动机的矢量力矩,一般用发动机的油门开度  $\delta_h$ 、发动机喷口矢量角纵向偏转角度  $\delta_p$  和横向偏转角度  $\delta_y$  进行调节。当发动机推力作用点到质心沿机体轴的距离为  $x_T$ , 推力大小表示为飞行状态和油门开度的状态函数  $T(x, \delta_h)$  时,则发动机的矢量力矩为

$$\mathbf{M}_T = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -T(x, \delta_h)x_T & 0 \\ 0 & -T(x, \delta_h)x_T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_p \\ \delta_y \end{bmatrix} = \mathbf{\Theta}_3 \delta_T \quad (2)$$

无人机的姿态角运动方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3)$$

式(1)所确定的飞翼无人机姿态方程和由式(3)确定的内环补偿控制律所组成的系统,可以表示成如下仿射非线性模型的形式:

$$\dot{\mathbf{x}}_1 = f_1(\mathbf{x}_1) + b_1(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{x}_2 \quad (4)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_2 = f_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) + b_2 \mathbf{u} \quad (5)$$

式中: $\mathbf{x}_1 = [\phi \ \theta \ \psi]$ ;  $\mathbf{x}_2 = [p \ q \ r]$ 。

式(4)~式(5)的具体表达形式参见参考文献[2-3]。

为保证控制器的鲁棒性, 将模型表示为包含有不确定性的摄动模型:

$$f_1(\mathbf{x}_1) = f_{10}(\mathbf{x}_1) + \Delta f_1(\mathbf{x}_1) \quad (6)$$

$$b_1(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) = b_{10}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) + \Delta b_1(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \quad (7)$$

$$b_2 = b_{20} + \Delta b_2 \quad (8)$$

$$f_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) = f_{20}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) + \Delta f_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \quad (9)$$

式中:  $f_{10}(\mathbf{x}_1)$ 、 $b_{10}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2)$ 、 $f_{20}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2)$ 、 $b_{20}$  为系统的标称参数, 其余为系统的不确定项。

## 2 鲁棒控制器设计

### 2.1 姿态角控制器设计

鲁棒自适应控制器设计的目的是在各种不确定性有界扰动的情况下, 使得飞翼无人机系统的飞行状态收敛到任一指定无穷小的邻域内。令系统的误差量  $\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2 \in R^3$  为

$$\begin{cases} \mathbf{z}_1 = \mathbf{x}_1 - \mathbf{x}_{1d} \\ \mathbf{z}_2 = \mathbf{x}_2 - \mathbf{x}_{2d} \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $\mathbf{x}_{1d}, \mathbf{x}_{2d}$  为期望的系统状态轨迹。

由式(4)~式(5)可得误差状态的动态方程为

$$\dot{\mathbf{z}}_1 = f_1(\mathbf{x}_1) + b_1(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{x}_2 - \dot{\mathbf{x}}_{1d} \quad (11)$$

$$\dot{\mathbf{z}}_2 = f_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) + b_2 \mathbf{u}_{\text{lin}} - \dot{\mathbf{x}}_{2d} \quad (12)$$

对于式(7)所确定的系统, 其摄动模型可以表示为

$$\dot{\mathbf{z}}_1 = f_{10}(\mathbf{x}_1) + b_{10}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{x}_2 - \dot{\mathbf{x}}_{1d} + \Delta f_1(\mathbf{x}_1) + \Delta b_1(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{x}_2 \quad (13)$$

令:  $\Delta_1 = \Delta f_1(\mathbf{x}_1) + \Delta b_1(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{x}_2$ ,

则:

$$\dot{\mathbf{z}}_1 = f_{10}(\mathbf{x}_1) + b_{10}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{x}_2 - \dot{\mathbf{x}}_{1d} + \Delta_1 \quad (14)$$

式中:  $\Delta_1$  是系统的不确定项, 即需要引入不确定函数进行补偿的各种不确定因素。

就实际系统而言, 其不确定性是有界的, 则存在一未知的正实数  $\rho_1$  使得下式成立:

$$\|\Delta_1\| \leq \rho_1 \delta_1(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{z}_1^T (\Delta_1 - \epsilon_1 \mathbf{z}_1 \hat{\rho}_1 \delta_1^2) + \bar{\rho}_1 \epsilon_1 \|\mathbf{z}_1\|^2 \delta_1^2 &\leq \left( \epsilon_1 \|\mathbf{z}_1\|^2 \delta_1^2 + \frac{1}{4\epsilon_1} \right) \rho_1 - \|\mathbf{z}_1\|^2 \epsilon_1 \hat{\rho}_1 \delta_1^2 - \frac{\epsilon_1^2}{4} \|\mathbf{z}_1\|^2 \delta_1^2 + \bar{\rho}_1 \epsilon_1 \|\mathbf{z}_1\|^2 \delta_1^2 \\ \left( \epsilon_1 \|\mathbf{z}_1\|^2 \delta_1^2 + \frac{1}{4\epsilon_1} \right) \rho_1 - \|\mathbf{z}_1\|^2 \epsilon_1 \hat{\rho}_1 \delta_1^2 - \frac{\epsilon_1^2}{4} \|\mathbf{z}_1\|^2 \delta_1^2 + \bar{\rho}_1 \epsilon_1 \|\mathbf{z}_1\|^2 \delta_1^2 &= -\frac{\epsilon_1^2}{4} \|\mathbf{z}_1\|^2 \delta_1^2 + \frac{\rho_1}{4\epsilon_1} \\ -\frac{\epsilon_1^2}{4} \|\mathbf{z}_1\|^2 \delta_1^2 + \frac{\rho_1}{4\epsilon_1} &\leq \frac{\rho_1}{4\epsilon_1} \end{aligned}$$

式中:  $\delta_1(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2)$  为已知的非负光滑函数。

将  $\mathbf{x}_2$  作为式(12)系统的虚拟控制量, 则存在一个理想的虚拟控制量:

$$\mathbf{x}_{2d}^* = -b_{10}^{-1}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) [f_{10}(\mathbf{x}_1) - \dot{\mathbf{x}}_{1d} + k_1 \mathbf{z}_1 + \Delta_1] \quad (16)$$

使得  $\dot{\mathbf{z}}_1 = -k_1 \mathbf{z}_1 + b_{10}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2)(\mathbf{x}_2 - \mathbf{x}_{2d}^*)$ , 其中,  $k_1 > 0$  为需要设计的参数。

选取虚拟控制量为

$$\mathbf{x}_{2d} = -b_{10}^{-1}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) [f_{10}(\mathbf{x}_1) - \dot{\mathbf{x}}_{1d} + k_1 \mathbf{z}_1 - \boldsymbol{\eta}_1] \quad (17)$$

式中:  $\boldsymbol{\eta}_1$  为需要设计的鲁棒函数系数, 其作用是抵消各种不确定性因素  $\Delta_1$  的影响。

令未知实数  $\rho_1$  的值为  $\hat{\rho}_1$ , 选择 Lyapunov 函数:

$$V_1 = \frac{1}{2} \mathbf{z}_1^T \mathbf{z}_1 + \frac{1}{2r_1} \bar{\rho}_1^2 \quad (18)$$

式中:  $r_1 > 0$  为需要设计的常数;  $\bar{\rho}_1 = \hat{\rho}_1 - \rho_1$  为参数估计误差。

对式(18)求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \mathbf{z}_1^T \dot{\mathbf{z}}_1 + \frac{1}{r_1} \bar{\rho}_1 \dot{\bar{\rho}}_1 = \\ &\mathbf{z}_1^T [f_{10}(\mathbf{x}_1) + b_{10}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{x}_2 - \dot{\mathbf{x}}_{1d} + \Delta_1] + \\ &\mathbf{z}_1^T [b_{10}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{x}_{2d} - b_{10}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{x}_{2d}] + \\ &\frac{1}{r_1} \bar{\rho}_1 \dot{\bar{\rho}}_1 = -k_1 \|\mathbf{z}_1\|^2 + \mathbf{z}_1^T b_{10}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{x}_2 + \\ &\mathbf{z}_1^T (\Delta_1 - \boldsymbol{\eta}_1) + \frac{1}{r_1} \bar{\rho}_1 \dot{\bar{\rho}}_1 \end{aligned} \quad (19)$$

根据文献[12-13], 选择自适应调解律:

$$\dot{\hat{\rho}}_1 = r_1 [l_1 - \sigma_1 (\hat{\rho} - \rho_1^0)] \quad (20)$$

式中:  $\sigma_1$  和  $\rho_1^0$  为设计参数。

鲁棒函数系数  $\boldsymbol{\eta}_1$  和函数  $l_1$  为

$$\begin{cases} \boldsymbol{\eta}_1 = \epsilon_1 \mathbf{z}_1 \hat{\rho}_1^2 \delta_1^2 \\ l_1 = \epsilon_1 \|\mathbf{z}_1\|^2 \delta_1^2 \end{cases} \quad (21)$$

式中:  $\epsilon_1 > 0$  是需要的设计参数。

因为:

所以:

$$\dot{V}_1 \leq -k_1 \|\mathbf{z}_1\|^2 + \mathbf{z}_1^T b_{10}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{z}_2 - \frac{1}{2} \sigma_1 \bar{\rho}_1^2 + \frac{1}{2} \sigma_1 (\rho_1 - \rho_1^0)^2 + \frac{\rho_1}{4\epsilon_1} \quad (22)$$

根据 Lyapunov 稳定性定理可知,该系统是稳定的。

## 2.2 角速率控制器设计与稳定性分析

由文献[12,13]可知,飞翼无人机姿态角控制器存在一个理想的控制输入:

$$\mathbf{u}^* = -b_2^{-1} [k_2 \mathbf{z}_2 + f_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) - \dot{\mathbf{x}}_{2d}] + b_{10}^T(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{z}_1 + k \mathbf{z}_2 \quad (23)$$

使得式(24)成立。

$$\dot{\mathbf{z}}_2 = -k_2 \mathbf{z}_2 + b_2 [k \mathbf{z}_2 + b_{10}^T(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{z}_1] + b_2 (\mathbf{u}_{lin} - \mathbf{u}_{lin}^*) \quad (24)$$

式中: $k_2, k$  为要设计的大于零的参数。

由于系统和外界各种不确定性因素的存在,使得理想的控制输入量  $\mathbf{u}_{lin}^*$  并不能精确表示出来。假设:

$$\mathbf{u}^* = -b_{20}^{-1} [k_2 \mathbf{z}_2 + f_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) - \dot{\mathbf{x}}_{2d}] + b_{10}^T(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{z}_1 + k \mathbf{z}_2 + \Delta_2 \quad (25)$$

式中: $\dot{\mathbf{x}}_{2d}$  为以  $\hat{\mathbf{x}}_{2d}$  为输入的非线性微分器输出; $\Delta_2$  为由于用  $\hat{\mathbf{x}}_{2d}$  代替了  $\mathbf{x}_{2d}$  而引入的不确定性。

对于研究对象来说,存在一个未知的正实数  $\rho_2$ ,使得:

$$\|\Delta_2\| \leq \rho_2 \delta_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \quad (26)$$

式中: $\delta_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2)$  为已知的非负光滑函数。

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -k_1 \|\mathbf{z}_1\|^2 - \frac{1}{2} \sigma_1 \bar{\rho}_1^2 + \frac{1}{2} \sigma_1 (\rho_1 - \rho_1^0)^2 + \frac{\rho_1}{4\epsilon_1} + k_2 \mathbf{z}_2^T b_2^{-1} \mathbf{z}_2 + \bar{\rho}_2 \epsilon_2 \|\mathbf{z}_2\|^2 \delta_2^2 + \\ &\mathbf{z}_2^T (\Delta_2 - \epsilon_2 \mathbf{z}_2 \hat{\rho}_2 \delta_2^2 - \frac{\epsilon_2^2}{4} \mathbf{z}_2 \delta_2^2) - \frac{1}{2} \sigma_2 \bar{\rho}_2 (\hat{\rho}_2 - \rho_2^0)^2 \leq -k_1 \|\mathbf{z}_1\|^2 + k_2 \mathbf{z}_2^T b_2^{-1} \mathbf{z}_2 - \frac{1}{2} \sigma_1 \bar{\rho}_1^2 - \\ &\frac{1}{2} \sigma_2 \bar{\rho}_2^2 + \frac{1}{2} \sigma_1 (\rho_1 - \rho_1^0)^2 + \frac{\rho_1}{4\epsilon_1} + \frac{1}{2} \sigma_2 (\rho_2 - \rho_2^0)^2 + \frac{\rho_2}{4\epsilon_2} \leq -c_1 V_2 + c_2 \end{aligned} \quad (31)$$

式中:

$$c_1 = \min \{2k_1, 2k_2/\lambda_{\min}(b_2^{-1}), \sigma_1 r_1, \sigma_2 r_2\};$$

$$c_2 = \frac{1}{2} \sigma_1 (\rho_1 - \rho_1^0)^2 + \frac{\rho_1}{4\epsilon_1} + \frac{1}{2} \sigma_2 (\rho_2 - \rho_2^0)^2 + \frac{\rho_2}{4\epsilon_2}$$

因此,系统是稳定的。

通过以上证明过程,有以下定理。

**定理:**对于由式(4)和式(5)所确定的系统,采

选取控制量:

$$\mathbf{u} = -b_{20}^{-1} [k_2 \mathbf{z}_2 + f_{20}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) - \dot{\mathbf{x}}_{2d}] + b_{10}^T(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{z}_1 + k \mathbf{z}_2 + \eta_2 \quad (27)$$

式中: $\eta_2$  为期望提高系统鲁棒性而引入的鲁棒控制函数。

将式(27)带入式(24)可得:

$$\dot{\mathbf{z}}_2 = -k_2 \mathbf{z}_2 + b_2 [k \mathbf{z}_2 + b_{10}^T(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \mathbf{z}_1] + b_2 (\eta_2 - \Delta_2) \quad (28)$$

选取 Lyapunov 函数:

$$V_2 = V_1 - \frac{1}{2} \mathbf{z}_2^T b_2^{-1} \mathbf{z}_2 + \frac{1}{2r_2} \bar{\rho}_2^2 \quad (29)$$

式中: $r_2 > 0$  为需要设计的常数; $\bar{\rho}_2 = \hat{\rho}_2 - \rho_2$  为参数估计误差。

对式(29)求导可得:

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 - \mathbf{z}_2^T b_2^{-1} \dot{\mathbf{z}}_2 - \mathbf{z}_2^T \dot{b}_2^{-1} \mathbf{z}_2 + \frac{1}{r_2} \bar{\rho}_2 \dot{\rho}_2 \quad (30)$$

选择鲁棒函数和自适应调解律为

$$\begin{cases} \eta_2 = \mathbf{z}_2 \epsilon_2 \bar{\rho}_2 \delta_2^2 \\ \dot{\hat{\rho}}_2 = r_2 \|\epsilon_2\| \|\mathbf{z}_2\|^2 \delta_2^2 - \sigma_2 (\hat{\rho}_2 - \rho_2^0) \end{cases}$$

式中: $r_2, \epsilon_2, \sigma_2$  和  $\rho_2^0$  为需要通过设计人员调整设计的参数。

$\rho_2^0$  的具体表达则可以根据飞翼无人机已知的不确定特性信息来确定。这种处理方式不仅利用已知信息提高系统的性能,而且减小了设计难度。若  $k > \max(b_{id})$ , 将式(29)、式(30)带入式(28)可得:

用式(16)和式(27)所确定的虚拟控制量和控制量、以及自适应参数调解律,则系统的跟踪误差  $z_1, z_2$  参数估计误差有界,且以指数形式收敛于系统原点的一个邻域:

$$\Omega = \{z_1, z_2, \bar{\rho}_1, \bar{\rho}_2 \mid V_2 \leq 2c_2/c_1\} \quad (32)$$

从以上定理可知,对于由式(4)和式(5)所确定的系统,通过调节  $k_1, k_2, \sigma_1, \sigma_2, r_1, r_2$  的值可以调

节系统的收敛速度和收敛域。

### 3 仿真验证

为了验证控制器的鲁棒性, 在整个机动过程中选取如下气动系数发生不同程度的偏移: 侧滑角产生的滚转力矩增量系数  $\Delta C_{\bar{\beta}}^{\bar{r}}$ , 侧滑角产生的偏航力矩增量系数  $\Delta C_{\bar{\beta}}^{\bar{y}}$ , 滚转阻尼动导数  $\Delta C_{\bar{p}}^{\bar{r}}$  与偏航阻尼动导数  $\Delta C_{\bar{p}}^{\bar{y}}$ , 重心位置漂移造成的不确定性所产生的附加静不稳定偏航力矩。气动参数不确定的标称值如表 1 所示, 摄动参数为 0.5。

表 1 偏移幅度表

Table 1 Disturbance coefficients

系数类型	偏移幅度/%	系数类型	偏移幅度/%
$\Delta C_{\bar{\beta}}^{\bar{r}}$	15	$\Delta C_{\bar{\beta}}^{\bar{y}}$	20
$\Delta C_{\bar{p}}^{\bar{r}}$	-10	$\Delta C_{\bar{p}}^{\bar{y}}$	20

为了更好地对比说明, 本文采用动态逆设计方法和传统 Backstepping 方法进行仿真对比。其中, 文献[7]提出的增量动态逆鲁棒设计方法(简称方法 1)和文献[11]提出的一种滑模控制技术和 Backstepping 控制技术结合的无人机鲁棒非线性控制器(简称方法 2)作为本文仿真的对照组。

滚转角通道响应如图 2 所示, 曲线误差如图 3 所示, 可以看出: 三种方法具有不同程度的超调和稳态误差, 但本文方法超调量更小, 且没有稳态误差。但是, 在方波信号的下降段, 本文方法出现比较大的尖峰误差。

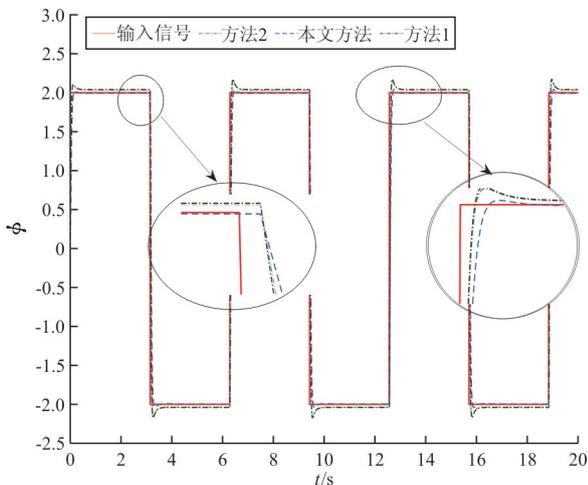


图 2 滚转角通道方波响应

Fig. 2 Roll angle channel square wave response

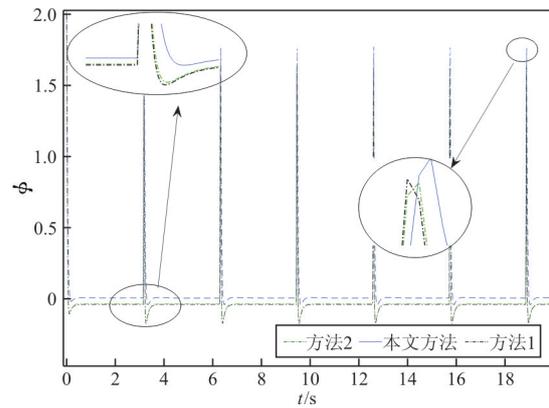


图 3 滚转角通道方波响应误差

Fig. 3 Square wave response error of roll angle channel

迎角通道正弦响应如图 4 所示, 可以看出: 本文提出方法具有更小的跟踪误差, 而对照组方法具有相似的控制效果。

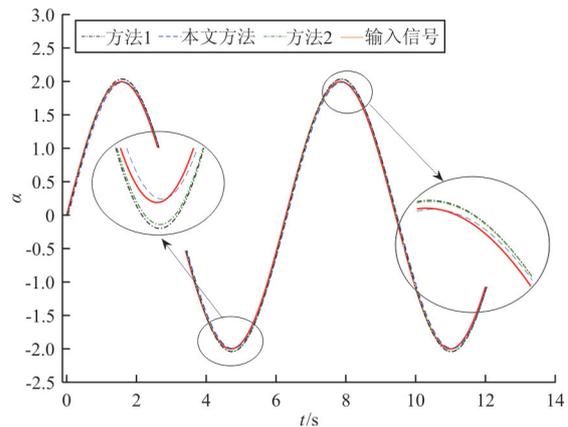


图 4 迎角通道正弦响应

Fig. 4 Sinusoidal response of angle of attack channel

综上所述, 本文方法在方波响应上升段和下降段的响应速度不如方法 1 和方法 2, 这也是图 3 中出现较大尖峰误差的原因。综合来看, 本文所提出的设计方法具有较大的优势。

### 4 结论

(1) 本文提出的改进 Backstepping 方法突破了现有非线性鲁棒设计方法对系统不确定性范数上界已知要求的限制, 并充分利用系统已知的信息提高系统的性能。

(2) 该方法解决了鲁棒自适应函数设计过程中的奇异值计算问题和系统的保守性问题, 具有较

强的鲁棒性,和现有的方法相比具有一定的优势。

### 参考文献

- [1] YANG Yi, CHEN Xin, LI Chuntao. Transient performance improvement in model reference adaptive control using heoptimal method[J]. Journal of the Franklin Institute, 2015, 35(2): 16-32.
- [2] YANG Yi, CHEN Xin, LI Chuntao. An improved robust model reference adaptive controller with guaranteed transient performance[J]. Control and Decision, 2015, 33(8): 1-15.
- [3] LI J G, DONG Y F. Flying wing UAV maneuver nonlinear Backstepping tracking guidance and control design[J] Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation, 2019, 51(1): 1-11.
- [4] WILSON J R. UAV worldwide roundup[J]. Aerospace Americam, 2005, 43(9): 26-34.
- [5] Van SOEST W R, CHU Q P. Combined feedback linearization and constrained model predictive control for entry flight [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2006, 29(2): 427-434.
- [6] SONNEVELDT L, CHU Q P. Nonlinear flight control design using constrained adaptive Backstepping[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(2): 322-336.
- [7] SIEBERLING S, CHU Q P. Robust flight control using incremental nonlinear dynamic inversion and angular acceleration prediction[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(6): 1732-1742.
- [8] MacKUNIS W, PATRE P M. Asymptotic tracking for aircraft via robust and adaptive dynamic inversion methods [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2010, 18(6): 1448-1456.
- [9] JOHNSON E N, TURBE M A. Modeling, control, and flight testing of a small ducted-fan aircraft[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2006, 29(4): 769-780.
- [10] XU Bin, HUANG Xiyuan, WANG Danwei. Dynamic surface control of constrained hypersonic flight models with parameter estimation and actuator compensation [J]. Asian Journal of Control, 2014, 16(1): 162-174.
- [11] CHEN Fuyang, JIANG Rongqiang, JIANG Bin, et al. Robust Backstepping sliding mode control and observer-based fault estimation for a quadrotor UAV[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63(8): 5044-5056.
- [12] 李继广, 董彦非, 杨芳, 等. 基于反步控制方法的菱形翼无人机起飞滑跑控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(3): 496-504.  
LI Jiguang, DONG Yanfei, YANG Fang, et al. Take off and run control of rhombic wing UAV Based on Backstepping control method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(3): 496-504. (in Chinese)
- [13] 李继广, 董彦非, 岳源, 等. 无人机密集编队飞行多性能控制器设计方法研究[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(3): 14-19.  
LI Jiguang, DONG Yanfei, YUE Yuan, et al. Study on design method of multi performance controller for UAV dense formation flight[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(3): 14-19. (in Chinese)

### 作者简介:

杨雷恒(1967—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计,飞行控制。

李继广(1987—),男,博士,讲师。主要研究方向:飞控算法和飞控系统开发相关研究。

杨 璐(1987—),女,硕士,讲师。主要研究方向:航空电子,导航制导与控制,交通运输。

岳 源(1989—),男,博士,讲师。主要研究方向:飞机总体设计。

(编辑:丛艳娟)