

无人作战飞机自主攻击非线性控制器设计

刘鹤鸣¹, 徐国强¹, 黄长强², 丁达理², 孙振东³

(1. 空军第一航空学院, 河南 信阳 464000; 2. 空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038;

3. 中国人民解放军94565部队机务大队, 安徽 蚌埠 233000)

摘要: 针对无人作战飞机自主攻击过程高精度、大迎角以及飞行状态快速变化等飞行控制需求, 采用反步控制设计非线性控制器。依据飞行器六自由度方程建立非线性控制模型, 利用奇异摄动原理将速度控制器和姿态控制器设计分离开, 分别利用反步控制原理设计控制器, 采用一阶指令滤波器克服传统反步法带来的“微分爆炸”问题, 最后依据Lyapunov稳定原理证明了控制系统跟踪误差渐近趋近于零。仿真结果表明, 非线性控制器在输入参考信号发生剧烈变化时仍能够实现高精度跟踪控制。

关键词: 无人作战飞机; 轨迹跟踪控制; 反步飞行控制; 自主攻击

中图分类号: V249.1; V279 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)06-0081-05

Design of a Nonlinear Flight Controller for UCAV's Autonomous Attacking

LIU He-ming¹, XU Guo-qiang¹, HUANG Chang-qiang², DING Da-li², SUN Zhen-dong³

(1. First Aviation College of Air Force, Xinyang 464000, China; 2. Engineering College of

Aeronautics and Astronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

3. Maintenance Battalion, No. 94565 Unit of PLA, Bengbu 233000, China)

Abstract: Considering that the flight control of unmanned combat aerial vehicle (UCAV) is required to have high accuracy, high attacking angle and rapid change of flight state during UCAV's autonomous attacking, we designed a nonlinear backstepping flight controller. Firstly, we established a nonlinear flight model based on six degree-of-freedom aircraft equation. Then, we separated the speed controller design from the attitude controller design based on singular perturbation theory and backstepping control. The problem of 'differential explosion' in traditional backstepping was overcome by using simple first order command filter. The tracking error of the controller was proved to converge exponentially to zero according to Lyapunov stability theory. The simulation result proves that the nonlinear controller can track the input reference signal with high accuracy even when it changes dramatically.

Key words: unmanned combat aerial vehicle (UCAV); trajectory tracking control; backstepping flight control; autonomous attacking

0 引言

控制问题一直是飞行器研究的核心问题, 特别是对于UCAV自主攻击过程而言, 由于没有机上飞行员, 控制系统的稳定性、鲁棒性和控制精度对于保障

UCAV自身安全和攻击任务的顺利完成非常关键^[1]。

目前无人机飞行控制器设计主要借鉴了有人机飞行的成熟经验, 基于经典线性控制理论, 在一系列平衡点上设计满足要求的控制器, 而后采用插值综合的办法形成整个飞行包线内的控制策略。这种方式仅在特定的平衡点附近有效, 不能保证UCAV在大迎角、大过载等机动条件下的控制精度和稳定性^[2]。针对这一问题必须以UCAV的非线性运动模型为基础, 采用非线性控制律进行设计。

目前常用的非线性控制方法主要有滑模变结构控

收稿日期: 2013-07-24

修回日期: 2014-04-01

基金项目: 航空科学基金(20105196016); 研究生科技创新计划(DX20100108)

作者简介: 刘鹤鸣(1984—), 男, 湖南常德人, 博士, 讲师, 研究方向为航空制导弹药, 无人飞行器武器系统总体技术。

制^[3]、非线性动态逆^[4-5]以及反步控制^[6-7]等。变结构控制在滑模面上存在抖振,同时可能激发系统本身的高频振荡^[3];反馈线性化设计方法需要建立受控对象精确的非线性动态模型,同时消除了被控系统中有用的非线性项,因而降低了系统的动态性能^[8];相对而言,反步法设计在设计灵活性和控制效果等方面具有显著优势^[9]。本文基于 Lyapunov 稳定性定律和反步控制理论,设计了一种UCAV自主攻击非线性控制器。

1 自主攻击火飞综合控制

良好的武器投放能力是当前无人作战飞机研究的重点,由于武器投放时要求在短时间内做出大量决定,因此,系统的自动化水平至关重要。目前,“捕食者”等无人机所采用的“人在回路中”进行远程操控的模式已不能满足未来发展需求。为此,提出如图1所示的自主攻击火飞综合控制示意图。

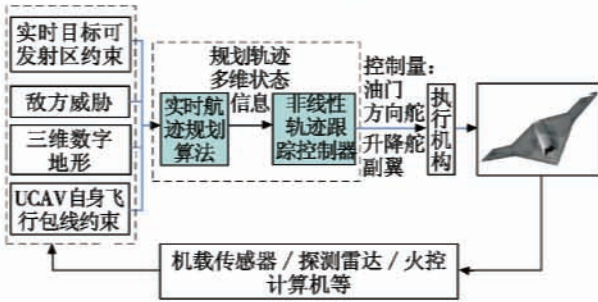


图1 自主攻击火飞综合控制示意图

Fig. 1 Fire and flight integrated control schematic

由实时轨迹规划单元依据目标可发射区约束、敌方

$$f_2 = \begin{bmatrix} (c_1 r + c_2 p)q + c_3 Q S b (C_{\bar{L}\beta} \beta + \frac{(p C_{\bar{L}p} + r C_{\bar{L}r})b}{2V_T}) + c_4 Q S b (C_{\bar{N}\beta} \beta + \frac{(p C_{\bar{N}p} + r C_{\bar{N}r})b}{2V_T}) \\ c_5 p r - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 Q S c (C_{\bar{M}0} + \alpha C_{\bar{M}\alpha} + \frac{c}{2V_T} (\dot{\alpha} C_{\bar{M}}^{\dot{\alpha}} + q C_{\bar{M}}^q)) \\ (c_8 p - c_2 r)q + c_4 Q S b (C_{\bar{L}\beta} \beta + \frac{(p C_{\bar{L}p} + r C_{\bar{L}r})b}{2V_T}) + c_9 Q S b (C_{\bar{N}\beta} \beta + \frac{(p C_{\bar{N}p} + r C_{\bar{N}r})b}{2V_T}) \end{bmatrix}; \quad (5)$$

$$g_2 = QS \begin{bmatrix} 0 & b(c_3 C_{\bar{L}}^{\delta_\alpha} + c_4 C_{\bar{N}}^{\delta_\alpha}) & b(c_3 C_{\bar{L}}^{\delta_\beta} + c_4 C_{\bar{N}}^{\delta_\beta}) \\ c c_7 C_{\bar{M}}^{\delta_\alpha} & 0 & 0 \\ 0 & b(c_4 C_{\bar{L}}^{\delta_\alpha} + c_9 C_{\bar{N}}^{\delta_\alpha}) & b(c_4 C_{\bar{L}}^{\delta_\beta} + c_9 C_{\bar{N}}^{\delta_\beta}) \end{bmatrix}. \quad (6)$$

式中: $c_1 = \frac{(I_y - I_x)I_z - I_{xz}^2}{I_x I_x - I_{xz}^2}$; $c_2 = \frac{(I_x - I_y + I_z)I_{xz}}{I_x I_x - I_{xz}^2}$; $c_3 = \frac{I_z}{I_x I_x - I_{xz}^2}$; $c_4 = \frac{I_{xz}}{I_x I_x - I_{xz}^2}$; $c_5 = \frac{I_x - I_z}{I_y}$; $c_6 = \frac{I_{xz}}{I_y}$; $c_7 = \frac{1}{I_y}$; $c_8 = \frac{(I_x - I_y)I_z + I_{xz}^2}{I_x I_x - I_{xz}^2}$; $c_9 = \frac{I_z}{I_x I_x - I_{xz}^2}$; ϕ 为滚转角; θ 为俯仰角; α 为迎角; β 为侧滑角; m 为UCAV质量; S, b, c 分别为与UCAV气动外形相关的机翼特征面积,翼展和平均气动

威胁、三维地形以及自身的飞行包线约束等实时规划攻击轨迹,并将规划的攻击轨迹多维状态信息传递给非线性轨迹跟踪控制单元,由控制器给出控制信号并送给执行机构,进而引导UCAV完成整个自主攻击过程。轨迹规划算法方面的研究已经在文献[10]中予以论述,本文在此基础上进一步对轨迹非线性跟踪控制器进行研究。

2 UCAV 动态系统描述

视UCAV为刚体,依据其六自由度运动方程,分别选取系统状态变量 $x_1 = [\phi, \theta, \beta]^T$, $x_2 = [p, q, r]^T$, 控制量 $\delta = [\delta_\alpha, \delta_\beta, \delta_\gamma]^T$, 系统状态方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 + h_1(x_1)\delta \\ \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)\delta \end{cases} \quad (1)$$

其中:

$$f_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{mV} (Q S C_{Y\beta} \beta - T \cos \alpha \sin \beta + m g_2) \end{bmatrix}; \quad (2)$$

$$h_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{Q S C_{Y\delta_\alpha}}{mV} & \frac{Q S C_{Y\delta_\beta}}{mV} \end{bmatrix}; \quad (3)$$

$$g_1 = \begin{bmatrix} 1 & \tan \theta \sin \phi & \tan \theta \cos \phi \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ \sin \alpha + \frac{\rho S b}{4m} C_Y^{\delta_\alpha} & 0 & -\cos \alpha + \frac{\rho S b}{4m} C_Y^{\delta_\beta} \end{bmatrix}; \quad (4)$$

弦长; ρ 为大气密度; Q 为动压头; p, q, r 分别为绕机体轴的滚转、俯仰和偏航角速度; $\delta_\alpha, \delta_\beta, \delta_\gamma$ 分别为升降舵、方向舵和副翼的控制信号; $C_{..}$ 为对应的气动系数。

3 飞行控制律设计

考虑到UCAV各状态变量的变化在时间上具有明显差异,速度 V 属于极慢变量,变化速度相对姿态角 ϕ, θ, β 要显著慢,依据奇异摄动理论,可以在姿态控制器设计时不考虑速度的变化,而将姿态控制器和速度控制器分开来进行设计。

3.1 姿态控制器设计

采用反步控制为上述非线性动态系统设计控制律

需要下述假设条件。

1) 参考指令 $y_r = [\phi_d, \theta_d, \beta_d]$ 光滑, 且一、二阶导数均存在且有界, 即存在正常数 χ 满足

$$y_r^2 + \dot{y}_r^2 + \ddot{y}_r^2 \leq \chi. \quad (7)$$

在实际系统中, 参考指令均有界, 将参考指令进行二阶滤波形成新的参考指令, 则可使其一、二阶导数均存在且有界。

2) 由于暂不考虑推力矢量等其他作用, 假定UCAV主要受力矩操控, 控制舵变化对UCAV气动力影响很小, 可以忽略。这一假设也是众多文献^[7,11]普遍采用的假设。以本文仿真为例, 不考虑控制舵变化造成的气动力误差, 如图2所示。

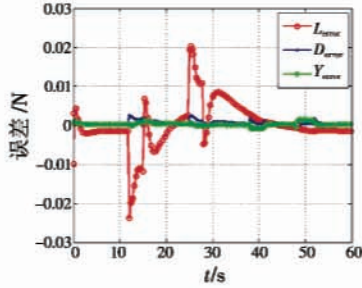


图2 忽略控制舵作用产生的气动力误差
Fig. 2 Aerodynamic force error when ignorant of control surface deflection

由图可见, 造成的误差绝对值不超过 0.025 N, 所占百分比不超过 1.35%, 因而对气动力影响很小, 从而验证了上述假设的合理性。

3) g_1, g_2 恒可逆。

在假设 2 下, 系统状态方程(1)转化为如下严格反馈下三角形式。

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)\delta \end{cases}. \quad (8)$$

引入虚拟控制 α_1 , 并取跟踪误差

$$\begin{cases} z_1 = x_1 - y_r \\ z_2 = x_2 - \alpha_1 \end{cases}. \quad (9)$$

对于子系统 $\dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2$ 。选择虚拟控制律 α_1 为

$$\alpha_1 = \frac{1}{g_1}(-c_1 z_1 - f_1 + \dot{y}_r) \quad (10)$$

式中, c_1 为正的系数矩阵。

对于子系统 $\dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)\delta$ 。

系统式(7)的控制律为

$$\delta = \frac{1}{g_2}(-g_1^T z_1 - c_2 z_2 - f_2 + \dot{\alpha}_1) \quad (11)$$

式中, c_2 为正的系数矩阵。

上述控制律中包含虚拟控制律 α_1 的一阶导数, 直

接对 α_1 求导将会导致项数膨胀问题。为避免这种情形, 借鉴参考文献引入一阶指令滤波器, 得到 α_1 的近似 $\bar{\alpha}_1$ 及其一阶导数 $\dot{\bar{\alpha}}_1$ 。即令

$$\begin{cases} \tau \dot{\bar{\alpha}}_1 + \bar{\alpha}_1 = \alpha_1 \\ \bar{\alpha}_1(0) = \alpha_1(0) \end{cases}. \quad (12)$$

由于引入指令滤波器, 取 $z_3 = x_2 - \bar{\alpha}_1$, 式(10)的控制律改写为

$$\delta = \frac{1}{g_2}(-g_1^T z_1 - c_2 z_3 - f_2 + \dot{\bar{\alpha}}_1). \quad (13)$$

3.2 速度控制器设计

由飞行器六自由度方程可知

$$\dot{V} = \frac{1}{m}(-D + T \cos \alpha \cos \beta + mg_M) \quad (14)$$

式中:

$$g_M = g(-\cos \alpha \cos \beta \sin \theta + \sin \beta \sin \phi \cos \theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \phi \cos \theta); \quad (15)$$

$$D = QS(C_D^0 + \frac{(C_L - C_{LminD})^2}{\pi e AR} + C_D^{\delta_f} |\delta_f| + C_D^{\delta_e} |\delta_e| + C_D^{\delta_r} |\delta_r| + C_D^{\delta_a} |\delta_a| + C_L^M M). \quad (16)$$

由反步控制原理, 引入跟踪误差 $z_4 = V - V_c$, 得到需用推力的表达式

$$T_{desire} = \frac{m}{\cos \alpha \cos \beta}(\frac{D}{m} - g_M - c_3 z_4 + \dot{V}_c) \quad (17)$$

式中, c_3 为正的系数矩阵。在获得需用推力的基础上, 下一步需要拟合推力与油门之间的函数关系, 然而发动机推力与多种因素有关, 推力与油门之间存在非常复杂的非线性关系, 为了处理上的方便, 文献[12-13]均采用如下所示的简化计算模型

$$T = \delta_i T_{max} \quad (18)$$

式中, δ_i 为油门控制信号; T_{max} 为发动机在当前状态下的最大可用推力。由此可得

$$\delta_i = \frac{m}{T_{max} \cos \alpha \cos \beta}(\frac{D}{m} - g_M - c_3 z_4 + \dot{V}_c). \quad (19)$$

4 控制系统稳定性证明

4.1 姿态控制器稳定性证明

首先, 求跟踪误差的导数

$$\dot{z}_1 = \dot{x}_1 - \dot{y}_r = f_1 + g_1 x_2 - \dot{y}_r = f_1 + g_1(z_2 + \alpha_1) - \dot{y}_r = f_1 + g_1 z_2 + (-c_1 z_1 - f_1 + \dot{y}_r) - \dot{y}_r = g_1 z_2 - c_1 z_1 \quad (20)$$

$$\dot{z}_3 = \dot{x}_2 - \dot{\bar{\alpha}}_1 = f_2 + g_2 \delta - \dot{\bar{\alpha}}_1 = f_2 + (-g_1^T z_1 - c_2 z_3 - f_2 + \dot{\bar{\alpha}}_1) - \dot{\bar{\alpha}}_1 = -g_1^T z_1 - c_2 z_3. \quad (21)$$

取滤波误差 $e = \bar{\alpha}_1 - \alpha_1$, 则

$$\dot{e} = \dot{\bar{\alpha}}_1 - \dot{\alpha}_1 = -\tau^{-1} e - \dot{\alpha}_1. \quad (22)$$

取 Lyapunov 函数

$$V_1 = \frac{1}{2}z_1^T z_1 + \frac{1}{2}z_3^T z_3 + \frac{1}{2}e^T e \quad (23)$$

所以

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= z_1^T (g_1 z_2 - c_1 z_1) + e^T \dot{e} + z_3^T (-g_1^T z_1 - c_2 z_3) = \\ &-c_1 \|z_1\|^2 - c_2 \|z_3\|^2 + e^T \dot{e} + z_1^T g_1 (z_2 - z_3) = \\ &-c_1 \|z_1\|^2 - c_2 \|z_3\|^2 + e^T \dot{e} + z_1^T g_1 e \end{aligned} \quad (24)$$

记 $g_{1m} = \max(g_1)$, 根据 Young 不等式有: $z_1^T g_1 e \leq g_{1m} \|z_1\| \|e\| + g_{1m} \|e\|^2$, $e^T \dot{e} = e^T (-\tau^{-1}e - \dot{\alpha}_1) = -\tau^{-1}e^T e - e^T \dot{\alpha}_1 \leq -\tau^{-1} \|e\|^2 + \frac{1}{2} \|e\|^2 + \frac{1}{2} C_0^2$, 所以

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &\leq -(c_1 - b_{1m}) \|z_1\|^2 - c_2 \|z_3\|^2 - \\ &(\tau^{-1} - \frac{1}{2} - g_{1m}) \|e\|^2 + \frac{1}{2} C_0^2 \end{aligned} \quad (25)$$

令 $k = \min((c_1 - b_{1m}), c_2, (\tau^{-1} - \frac{1}{2} - g_{1m}))$, $C_1 = \frac{1}{2} C_0^2$, 有

$$\dot{V}_1 \leq -2kV_1 + C_1 \quad (26)$$

因此, 通过合理选择滤波时间常数 τ 和 c_1, c_2 , 可使系统(式(7))在控制律(式(12))的作用下渐近稳定, 即控制系统的跟踪误差指数渐近趋近于零的一个小邻域内。

4.2 速度控制器稳定性证明

求跟踪误差的导数

$$\begin{aligned} \dot{z}_4 &= \dot{V} - \dot{V}_c = \frac{1}{m}(-D + T \cos \alpha \cos \beta + mg_M) - \dot{V}_c = \\ &\frac{1}{m}(-D + m(\frac{D}{m} - g_M - c_3 z_4 + \dot{V}_c) + mg_M) - \dot{V}_c = -c_3 z_4 \end{aligned}$$

取 Lyapunov 函数

$$V_2 = \frac{1}{2}z_4^T z_4 \quad (27)$$

所以

$$\dot{V}_2 = z_4^T \dot{z}_4 = z_4^T (-c_3 z_4) = -c_3 z_4^2 \quad (28)$$

即速度跟踪控制系统跟踪误差渐近趋近于零。

5 仿真结果

采用 Matlab 提供的 Aerospace 工具箱完成 UCAV 六自由度飞行仿真实验。采用 trim 函数获得如表 1 所示的平衡点作为仿真的初始状态。仿真采样时间为 0.05 s, 控制舵面采用自然频率为 150、阻尼比为 0.75 的二阶非线性环节, 舵面作动范围为 $\pm 25^\circ$, 增益系数 $c_1 = 2, c_2 = 8, c_3 = 0.2, \tau = 0.01$ 。

u, v, w 分别为速度在机体坐标系各个方向上的分量, Ω 为发动机转速。仿真平衡态初始值如表 1 所示。

表 1 仿真初始平衡状态

Table 1 Initial equilibrium state of simulation

状态变量	初始值	控制量	初始值
$u/(m \cdot s^{-1})$	22.93	$\delta_x/(\circ)$	-3.8003
$v/(m \cdot s^{-1})$	0.01	$\delta_y/(\circ)$	-0.4873
$w/(m \cdot s^{-1})$	1.73	$\delta_z/(\circ)$	-0.0584
m_0/kg	10.5	$\delta_r/\%$	55.51
$p/((\circ) \cdot s^{-1})$	0.00		
$q/((\circ) \cdot s^{-1})$	0.00		
$r/((\circ) \cdot s^{-1})$	0.00		
$\Omega/(rad \cdot s^{-1})$	506.3		
$\phi/(\circ)$	0.00		
$\theta/(\circ)$	0.00		
$\psi/(\circ)$	0.00		

仿真结果如图 3~图 7 所示。

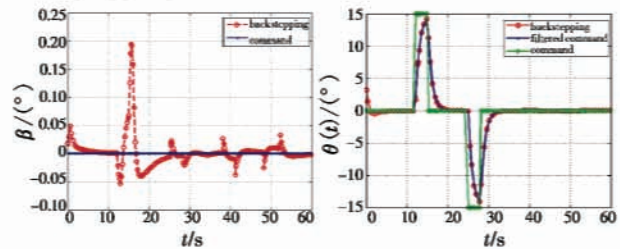


图 3 侧滑角

Fig. 3 Side slip angle

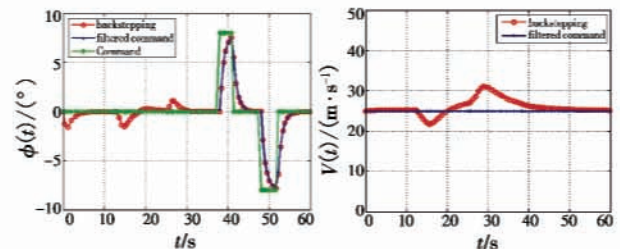


图 4 俯仰角

Fig. 4 Pitch angle

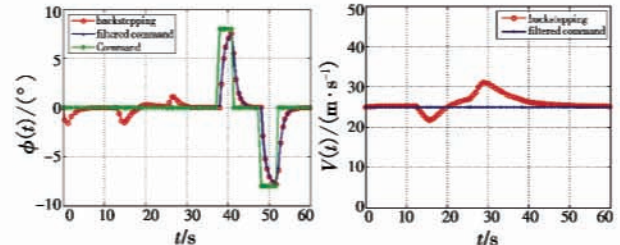


图 5 滚转角

Fig. 5 Roll angle

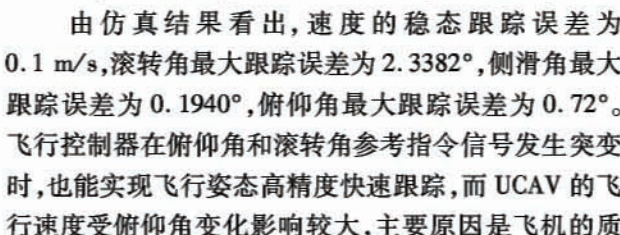
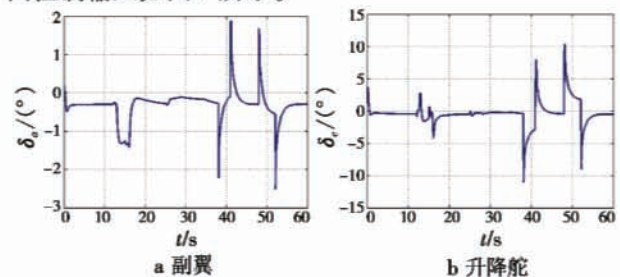


图 6 速度

Fig. 6 Velocity

由仿真结果看出, 速度的稳态跟踪误差为 0.1 m/s, 滚转角最大跟踪误差为 2.3382°, 侧滑角最大跟踪误差为 0.1940°, 俯仰角最大跟踪误差为 0.72°。飞行控制器在俯仰角和滚转角参考指令信号发生突变时, 也能实现飞行姿态高精度快速跟踪, 而 UCAV 的飞行速度受俯仰角变化影响较大, 主要原因是飞机的质量比较轻, 高度变化对速度的影响比较大, 速度控制效果有待进一步优化。依据设计的控制律解算获得的舵面控制输入如图 7 所示。



a 副翼

b 升降舵

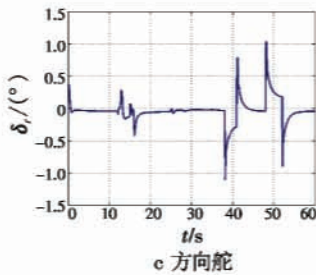


图7 控制舵面输入

Fig. 7 Control surface deflections

由控制参数曲线可知,迎角和舵的作动范围均在其可接受的范围内,没有出现舵面饱和等现象。

6 结论

研究基于反步法的无人作战飞机自主攻击非线性控制问题,取得以下成果:1) 基于奇异摄动理论和反步控制原理,分别设计了UCAV速度和姿态角控制器,采用一阶指令滤波器克服了传统反步法造成的“微分爆炸问题”;2) 基于Lyapunov稳定性定理证明了上述控制器的指数渐近跟踪性能;3) 通过六自由度非线性仿真验证了上述控制器在参考指令信号发生剧烈变化时仍能够实现高精度跟踪控制。

参考文献

- [1] FRANCIS M S. Unmanned air systems: Challenge and opportunity [J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49 (6): 1652-1665.
- [2] 章卫国,李爱军,李广文,等. 现代飞行控制系统设计 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2009: 183-186.
ZHANG W G, LI A J, LI G W, et al. *Modern flight control system design* [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2009: 183-186.
- [3] 庄开宇,褚健,苏宏业. 变结构控制理论若干问题研究及其应用 [D]. 杭州: 浙江大学, 2002.
ZHUANG K Y, CHU J, SU H Y. *Research on the theory and application of variable structure control* [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2002.
- [4] KAWAGUCHI J I, MIYAZAWA Y, NINOMIYA T. Stochastic evaluation and optimization of the hierarchy-structured dynamic inversion flight control [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Chicago, 2009: 1-17.
- [5] 曹立佳,张胜修,李晓峰,等. 基于 H_∞ 最优化与层次结构动态逆的非线性飞行控制器设计 [J]. *航空学报*, 2011, 32(9): 1678-1685.
CAO L J, ZHANG S X, LI X F, et al. *Nonlinear flight controller design using H_∞ optimization and hierarchy-structured dynamic inversion* [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2011, 32(9): 1678-1685.
- [6] SONNEVELDT L, CHU Q P, MULDER J A. Constrained adaptive backstepping flight control: Application to a nonlinear F-16/MATV model [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Keystone, 2006: 1-26.
- [7] 曹立佳,张胜修,刘毅男,等. 带有自适应参数近似的块控反步飞行控制器设计 [J]. *航空学报*, 2011, 32(12): 2259-2267.
CAO L J, ZHANG S X, LIU Y N, et al. *Flight controller design using adaptive parameter approximation block backstepping* [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2011, 32(12): 2259-2267.
- [8] SADRAEY M H. Design of a nonlinear robust controller for a complete unmanned aerial vehicle mission [D]. Lawrence: University of Kansas, 2006.
- [9] SONNEVELDT L. Adaptive backstepping flight control for modern fighter aircraft [D]. Delf: Delf University of Technology, 2010.
- [10] 刘鹤鸣,丁达理,黄长强,等. 基于自适应伪谱法的UCAV低可探测攻击轨迹规划研究 [J]. *系统工程与电子技术*, 2013, 35(1): 78-84.
LIU H M, DING D L, HUANG C Q, et al. *UCAV low observable trajectory planning based on adaptive pseudospectral method* [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2013, 35(1): 78-84.
- [11] FARRELL J, SHARMA M, POLYCARPOU M. Backstepping-based flight control with adaptive function approximation [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2005, 28(6): 1089-1102.
- [12] 张煜,张万鹏,陈璟,等. 基于 Gauss 伪谱法的UCAV对地攻击武器投放轨迹规划 [J]. *航空学报*, 2011, 32(7): 1240-1251.
ZHANG Y, ZHANG W P, CHEN J, et al. *Air to ground weapon delivery trajectory planning for UCAVs using Gauss pseudospectral method* [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2011, 32(7): 1240-1251.
- [13] WILLIAMS P. Three-dimensional aircraft terrain-following via real-time optimal control [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30: 1201-1206.