

## 基于滑模干扰观测器的歼击机超机动飞行控制

宫庆坤<sup>1,2</sup>, 姜长生<sup>1</sup>, 吴庆宪<sup>1</sup>, 陈 谋<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学, 南京 210016; 2. 中国人民解放军 73905 部队, 江苏 徐州 221004)

**摘要:** 针对非线性系统存在建模误差和外界干扰等不确定因素问题, 提出一种基于滑模干扰观测器在线补偿的非线性动态逆控制方法。通过设计滑模干扰观测器, 对不确定因素进行估计, 将滑模干扰观测器的输出用以设计新的补偿控制律, 与动态逆方法相结合来消除不确定因素的影响。以 Herbst 机动过程为例进行飞行仿真, 并与单纯采用非线性动态逆方法的控制性能进行对比。仿真表明, 系统能较好地跟踪姿态角指令, 有良好的鲁棒性。

**关键词:** 歼击机; 飞行控制; 动态逆; 滑模干扰观测器; 超机动

**中图分类号:** V249.1; TP273.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)11-0014-04

## SMDO Based Super-Maneuverable Flight Control for Fighters

GONG Qing-kun<sup>1,2</sup>, JIANG Chang-sheng<sup>1</sup>, WU Qing-xian<sup>1</sup>, CHEN Mou<sup>1</sup>

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;  
2. No. 73905 Unit of PLA, Xuzhou 221004, China)

**Abstract:** Considering the uncertain factors as modeling errors and external disturbances existed in nonlinear systems, a Nonlinear Dynamic Inversion (NDI) control method was proposed based on Sliding Mode Disturbance Observer (SMDO) on-line compensation. The SMDO was designed for estimating the uncertain factors, and the output of it was used to design a new compensating control law, which was used together with NDI control for eliminating the influence of the uncertain factors. The simulation experiment based on Herbst maneuver is given to show the difference between the simplex NDI control and the proposed method. The simulation results show the effectiveness and robustness of the proposed method.

**Key words:** fighter; flight control; dynamic inversion; Sliding Mode Disturbance Observer (SMDO); super-maneuverable

### 0 引言

新一代歼击机要求具备大迎角过失速机动能力, 即超机动能力。当歼击机进行过失速机动时, 角度和角速度的变化范围都进入过失速区内, 飞机的动力学特性呈现出强耦合、强非线性的特点, 以往的小扰动线性化方法已经不适合过失速区的飞行控制律设计。因此, 需要用非线性方法设计歼击机超机动飞行控制器<sup>[1]</sup>。

非线性动态逆 (Nonlinear Dynamic Inversion, NDI) 作为一种典型的反馈线性化方法, 因其设计简单、控制效果好的优点, 在非线性和系统设计中获得广泛应用<sup>[2-3]</sup>,

美国在其研制的新一代战斗机 F-35 的飞控系统设计中成功地采用了动态逆方法, 但单纯的动态逆控制方法存在对模型误差和外界干扰十分敏感的缺点。针对这个问题, 可以通过引入干扰观测器来补偿逆误差, 降低动态逆对精确模型的依赖, 提高系统的鲁棒性<sup>[4]</sup>。

以往的干扰观测器大多数采用非线性干扰观测器和神经网络干扰观测器, 但这些方法结构比较复杂, 实现困难。近年来, 滑模控制获得了长足的发展, 滑模控制方法对模型参数不确定性及干扰具有不变性<sup>[5]</sup>。相应的滑模干扰观测器 (Sliding Mode Disturbance Observer, SMDO) 具有设计简单、易于实现的优点。为此, 本文设计了基于 SMDO 的动态逆控制方法, 将滑模控制的强鲁棒性与动态逆控制的良好动态特性有机结合。从而降低动态逆对于模型精确性的依赖, 提高整个控制系统的鲁棒性。

## 1 问题描述

本文以具有三角翼、单垂直尾翼和鸭翼(无水平尾翼)、单发动机并且带有纵向和侧向推力矢量的歼击机为建模对象,飞机六自由度非线性刚体动力学方程由 12 个方程组成,模型假设及其六自由度十二状态数学模型见文献[6]。状态变量  $\mathbf{x} = [p, q, r, \alpha, \beta, \mu, V, \chi, \gamma, x, y, z]^T$ , 各分量分别表示:滚转、俯仰与偏航角速度;迎角、侧滑角、绕速度矢量滚转角;飞行速度、航迹方位角和航迹倾斜角;飞机在地面坐标系的位置。

本文主要研究的是歼击机超机动飞行控制中的姿态控制问题。具体描述为设计控制器使飞机跟踪超机动动作中迎角、侧滑角和绕速度滚转角指令。此时飞机的状态变量变为  $\bar{\mathbf{x}} = [p, q, r, \alpha, \beta, \mu]^T$ 。对于飞机的姿态控制问题,根据奇异摄动原理,可以将状态变量分为角速率和姿态角两个快慢不同的回路进行设计,其中,角速率  $p, q, r$  构成内回路,而姿态角  $\alpha, \beta, \mu$  构成外回路。

令  $\mathbf{x}_1 = [\alpha, \beta, \mu]^T, \mathbf{x}_2 = [p, q, r]^T$ , 可得歼击机的非线性运动方程组为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{f}_s + \mathbf{g}_s \dot{\mathbf{x}}_2 + \mathbf{D}_s \\ \dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{f}_f + \mathbf{g}_f \mathbf{u} + \mathbf{D}_f \\ \mathbf{y} = \mathbf{x}_1 \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $\mathbf{D}_s = \Delta \mathbf{f}_s + \Delta \mathbf{g}_s \mathbf{x}_2 + \mathbf{d}_s$ ;  $\mathbf{D}_f = \Delta \mathbf{f}_f + \Delta \mathbf{g}_f \mathbf{u} + \mathbf{d}_f$ , 表示系统的复合干扰;  $\Delta \mathbf{f}_s, \Delta \mathbf{g}_s, \Delta \mathbf{f}_f, \Delta \mathbf{g}_f$  分别为系统外回路和内回路的建模误差和内部不确定性产生的不确定项;  $\mathbf{d}_s, \mathbf{d}_f$  为两个回路的外部干扰;  $\mathbf{f}_s, \mathbf{f}_f, \mathbf{g}_s, \mathbf{g}_f$  为系统矩阵且  $\mathbf{g}_s, \mathbf{g}_f$  为非奇异矩阵。飞机的控制量是由 6 个舵面偏角组成的控制向量:  $\mathbf{u} = [\delta_c, \delta_a, \delta_r, \delta_y, \delta_z, \delta_T]^T$ 。其中:  $\delta_c, \delta_a, \delta_r$  分别表示飞机的鸭翼、副翼和方向舵偏转角;  $\delta_y, \delta_z$  分别表示推力矢量的侧向和纵向等效偏转角;  $\delta_T$  表示发动机油门偏角。控制分配方面,气动舵面与推力矢量采用链式递增融合方法。

歼击机超机动飞行控制系统的目的就是设计舵偏角指令  $[\delta_c, \delta_a, \delta_r, \delta_y, \delta_z]^T$ , 最终使系统输出  $\mathbf{x}_1 = [\alpha, \beta, \mu]^T$  渐近跟踪期望的超机动指令  $\mathbf{x}_{1c} = [\alpha_c, \beta_c, \mu_c]^T$ 。因此,外回路控制目标是根据超机动指令  $\mathbf{x}_{1c} = [\alpha_c, \beta_c, \mu_c]^T$  设计控制量  $\mathbf{x}_{2c} = [p_c, q_c, r_c]^T$ , 内回路控制目标是根据外回路指令信号  $\mathbf{x}_{2c} = [p_c, q_c, r_c]^T$  设计舵偏角指令  $[\delta_c, \delta_a, \delta_r, \delta_y, \delta_z]^T$ 。

## 2 基于 SMDO 的动态逆方法

### 2.1 基于干扰补偿的动态逆控制律

不失一般性,考虑如下 MIMO 仿射非线性不确定系统

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, t) + \Delta \mathbf{f}(\mathbf{x}, t) + [\mathbf{g}(\mathbf{x}, t) + \Delta \mathbf{g}(\mathbf{x}, t)] \mathbf{u}(\mathbf{x}, t) + \mathbf{d}(t) \\ \mathbf{y} = \mathbf{x} \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^n, \mathbf{u} \in \mathbf{R}^m$ , 分别为系统的状态向量和控制输入;  $\mathbf{f} \in \mathbf{R}^n, \mathbf{g} \in \mathbf{R}^{n \times m}$ , 为系统矩阵;  $\Delta \mathbf{f}, \Delta \mathbf{g}$  为系统的建模误差和内部不确定性产生的不确定项;  $\mathbf{d}$  为系统的外部干扰;  $\mathbf{y} \in \mathbf{R}^n$ , 为系统的输出向量。将不确定项  $\Delta \mathbf{f}, \Delta \mathbf{g}$  和外部干扰  $\mathbf{d}$  写成一項  $\mathbf{D}$ , 即  $\mathbf{D} = \Delta \mathbf{f} + \Delta \mathbf{g} \mathbf{u} + \mathbf{d}$ , 且  $\mathbf{D} \in \mathbf{R}^n$ 。系统(2)最终简化为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, t) + \mathbf{g}(\mathbf{x}, t) \mathbf{u}(\mathbf{x}, t) + \mathbf{D}(\mathbf{x}, t) \\ \mathbf{y} = \mathbf{x} \end{cases} \quad (3)$$

根据动态逆的设计思想,引入伪控制量  $\boldsymbol{\eta}$  使得系统状态的时间导数与伪控制量之间呈线性关系, 即有  $\dot{\mathbf{x}} = \boldsymbol{\eta}$ 。则非线性不确定系统(3)的动态逆控制律为

$$\bar{\mathbf{u}} = \mathbf{g}^{-1} \cdot (-\mathbf{f} + \boldsymbol{\eta} - \mathbf{D}) \quad (4)$$

若  $\boldsymbol{\eta} = \boldsymbol{\omega}(\mathbf{x}_c - \mathbf{x})$ , 则系统成为一阶多变量线性、解耦系统。其中,  $\boldsymbol{\omega}$  为系统的频带或增益。

因为系统的复合干扰  $\mathbf{D}$  是未知量, 所以  $\bar{\mathbf{u}}$  仅为理想动态逆控制律, 无法实现。如果忽略复合干扰, 则理想动态逆控制律将变成标称控制律

$$\mathbf{u}_{\text{nor}} = \mathbf{g}^{-1} \cdot (-\mathbf{f} + \boldsymbol{\eta}) \quad (5)$$

若只采用标称控制律, 那么, 当复合干扰  $\mathbf{D}$  不断增大时, 系统的控制性能不能保证, 甚至会导致系统不稳定, 所以必须对复合干扰进行控制补偿。

由于滑模控制对不确定性和干扰具有不变性, 并且滑模干扰观测器具有设计简单, 易于实现和收敛速度快等优点, 本文采用滑模干扰观测器方法逼近复合干扰。

通过设计的滑模干扰观测器重构复合干扰项  $\mathbf{D}$ , 然后根据复合干扰的观测值设计干扰补偿控制律

$$\mathbf{u}_o = -\mathbf{g}^{-1} \hat{\mathbf{D}} \quad (6)$$

式中,  $\hat{\mathbf{D}}$  为复合干扰观测值。闭环系统的结构见图 1。

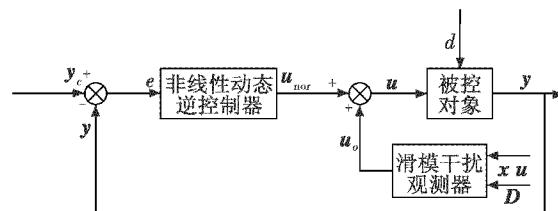


图 1 基于 SMDO 的动态逆控制系统

Fig. 1 SMDO based DI control system

因此,对于闭环复合系统,基于 SMDO 的动态逆控制律为

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}_{\text{nor}} + \mathbf{u}_o \quad (7)$$

式中,  $\mathbf{u}_{\text{nor}}, \mathbf{u}_o$  分别为标称的非线性动态逆控制律和干扰补偿控制律。

## 2.2 滑模干扰观测器的设计

**假设1** 系统所有状态可观测。

**假设2** 复合干扰  $D$  对于时间的偏导数连续且有界,即存在已知的有界常数  $C > 0$  使  $\sup_{t \in [0, \infty)} \left| \frac{\partial D}{\partial t} \right| \leq C$  成立。

本文采用一种被称为超螺旋 (supertwisting) 算法的滑模干扰观测器来实现对干扰的估计。超螺旋算法是一种高阶滑模控制算法,可以应用于任意相对阶系统,超螺旋算法的特点是:对于有界干扰可实现滑模变量及其一阶导数在有限时间内鲁棒稳定收敛到零,同时可有效地抑制抖振现象,因为算法中的高频切换部分被隐藏至滑模变量的高阶导数中。该算法是基于对受扰非线性微分方程的分析得到的,引理1给出了该算法的具体特性。

**引理1**<sup>[7-8]</sup> 给定如下受扰非线性微分方程

$$\dot{x}(t) + w_1 |x(t)|^{1/2} \operatorname{sgn} x(t) + w_2 \int \operatorname{sgn} x(\tau) d\tau = \xi(t) \quad (8)$$

式中:  $\xi(t)$  为未知有界干扰,且  $|\dot{\xi}(t)| \leq C$ ,  $C$  为干扰导数的上界;  $x(t)$  为状态;  $w_1$  和  $w_2$  为常系数。如果  $w_1 \geq 1.5\sqrt{C}$ ,  $w_2 \geq 1.1C$ , 则  $x(t)$  及其导数  $\dot{x}(t)$  在有限时间内收敛到零点。其收敛时间为  $t_r \leq \frac{7.6x(0)}{w_2 - C}$ 。

根据引理1,对于MIMO非线性不确定系统(3),构造滑模干扰观测器为

$$\begin{cases} \dot{s} = x - z \\ \dot{z} = f + gu + \hat{D} \\ \hat{D} = w_1 |s|^{1/2} \operatorname{sgn} s + w_2 \int \operatorname{sgn} s \end{cases} \quad (9)$$

式中:  $s \in \mathbf{R}^n$  为辅助滑模向量;  $\hat{D} \in \mathbf{R}^n$  为滑模控制量。

$$\begin{cases} |s|^{1/2} \operatorname{sgn} s = \begin{bmatrix} |s_1|^{1/2} \operatorname{sgn} s_1 \\ |s_2|^{1/2} \operatorname{sgn} s_2 \\ \vdots \\ |s_n|^{1/2} \operatorname{sgn} s_n \end{bmatrix} \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} w_1 = \operatorname{diag}(w_{11}, w_{12}, \dots, w_{1n}) \\ w_2 = \operatorname{diag}(w_{21}, w_{22}, \dots, w_{2n}) \end{cases}$$

对  $s$  求导并根据式(3)可得

$$\dot{s} = \dot{x} - \dot{z} = f + gu + D - f - gu - \hat{D} = D - \hat{D}, \text{即: } \dot{s} + w_1 |s|^{1/2} \operatorname{sgn} s + w_2 \int \operatorname{sgn} s d\tau = D。$$

由引理1可知,  $s$  及其导数  $\dot{s}$  在有限时间内收敛到零点。此时,  $\hat{D} = D$ 。即复合干扰观测值  $\hat{D}$  在有限时间内可一致收敛到真值  $D$ 。

**定理1** 对于MIMO非线性不确定系统(3),在有界干扰存在的情况下,采用由式(5)~(7)和式(9)构成的控制律时,整个系统是渐近稳定的。

证明:选取Lyapunov函数  $V = \frac{1}{2} e^T e$ , 其中  $e = y - y_c$ , 为期望误差。

对  $V$  求导并结合式(1)和式(5)~(7)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= e^T \dot{e} = e^T (\dot{y} - \dot{y}_c) = e^T (\omega(x_c - x)) + e^T (D - \hat{D}) = \\ &= -\omega e^T e + e^T (D - \hat{D}) \leq -\omega \|e\|^2 + e^T (D - \hat{D})。 \end{aligned}$$

由引理1可知,  $\dot{V}$  后一项将在有限时间内收敛到零,所以  $\dot{V} < 0$ , 因此系统是渐近稳定的。

## 3 歼击机超机动飞控系统设计

根据上文的分析,采用基于滑模干扰观测器的非线性动态逆控制方法分别设计飞机的内外回路控制器,图2所示为控制系统的结构。

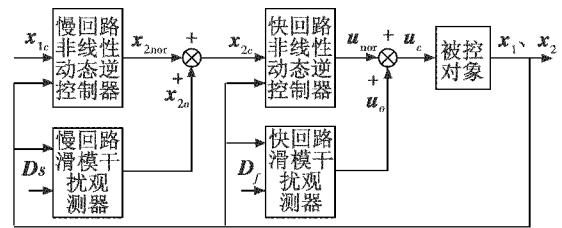


图2 基于滑模干扰观测器的动态逆飞行控制系统

Fig. 2 SMDO based DI flight control system

对于歼击机飞控系统(1),综合式(5)~(7)、式(9),可得到外回路的基于滑模干扰观测器的非线性动态逆控制律为

$$\begin{cases} x_{2c} = x_{2nor} + x_{2o} \\ x_{2nor} = g_s^{-1} \cdot [-f_s + \omega_1(x_{1c} - x_1)] \\ x_{2o} = -g_s^{-1} \hat{D}_s \\ s_1 = x_1 - z_1 \\ \dot{z}_1 = f_s + g_s x_2 + \hat{D}_s \\ \hat{D}_s = w_1 |s_1|^{1/2} \operatorname{sgn} s_1 + w_2 \int \operatorname{sgn} s_1 \end{cases} \quad (11)$$

内回路的基于滑模干扰观测器的非线性动态逆控制律为

$$\begin{cases} u_c = u_{nor} + u_o \\ u_{nor} = g_f^{-1} \cdot [-f_f + \omega_2(x_{2c} - x_2)] \\ u_o = -g_f^{-1} \hat{D}_f \\ s_2 = x_2 - z_2 \\ \dot{z}_2 = f_f + g_f u + \hat{D}_f \\ \hat{D}_f = w_3 |s_2|^{1/2} \operatorname{sgn} s_2 + w_4 \int \operatorname{sgn} s_2 \end{cases} \quad (12)$$

## 4 仿真结果分析

仿真初值为:实际高度  $H = 3000$  m;速度  $V = 100$  m/s;航迹方位角  $\chi = 0^\circ$ ;航迹倾斜角  $\gamma = 0^\circ$ ;迎角  $\alpha = 5^\circ$ ;

侧滑角  $\beta = 0^\circ$ ; 滚转角  $\mu = 0^\circ$ ; 滚转角速率  $p = 0 \text{ rad/s}$ ; 俯仰角速率  $q = 0 \text{ rad/s}$ ; 偏航角速率  $r = 0 \text{ rad/s}$ ; 发动机推力  $T = 120000 \text{ N}$ 。各操纵舵面初始偏转角均为  $0^\circ$ 。

以赫布斯特机动过程为例, 因为外回路状态通常面临更大的干扰, 所以在仿真中仅取外回路集中于扰为  $D_s = [d_1 \ d_2 \ d_3]^T$ ,  $d_1, d_2, d_3$  的取值见式(3), 单位均为  $\text{rad/s}$ , 而内回路  $D_f$  取为 0。同时取气动力系数 30% 不确定, 气动力矩系数 -20% 不确定。

$$\begin{cases} d_1 = 0.2 \sin 0.5t \\ d_2 = 0.1 \sin 0.4t \\ d_3 = 0.3 \sin 0.3t \end{cases} \quad (13)$$

对于滑模干扰观测器的参数, 取值越大, 收敛越快, 但相应的观测器输出抖动也越剧烈, 因此必须仔细权衡收敛速度和抖动的关系。经仿真调试, 取  $w_1 = \text{diag}(0.5 \ 0.9 \ 0.6)$ ,  $w_2 = \text{diag}(0.02 \ 0.01 \ 0.02)$ 。

采用动态逆方法性能如图 3 所示。

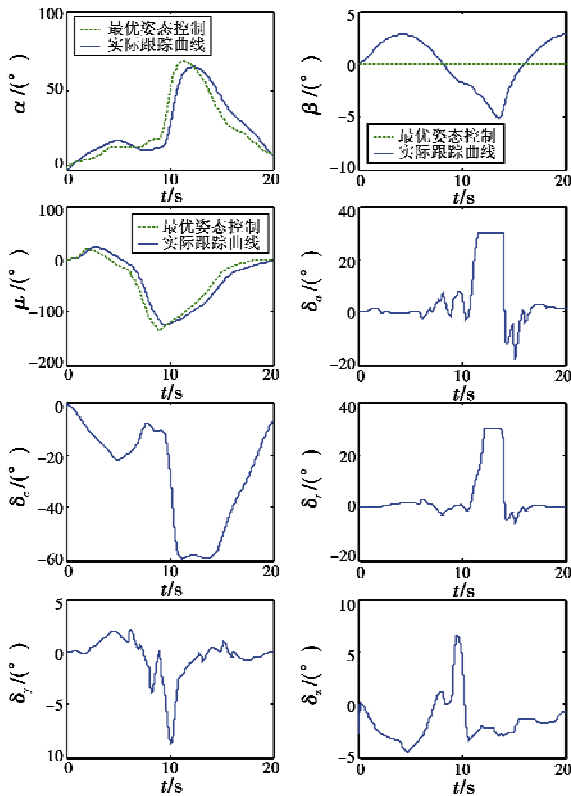


图 3 动态逆控制仿真

Fig. 3 Simulation of DI control

由图 3 可见, 侧滑角在整个过程中发散了, 副翼和方向舵也达到饱和, 迎角跟踪指令的误差变大, 不能有效实现规定的机动动作。

采用文中提出的滑模干扰观测器在线补偿动态逆控制方法, 如图 4 所示。相对于图 3, 在回路存在干扰和不确定性的条件下, 系统跟踪姿态角指令的误差明显减小, 舵面偏转角也均未达到饱和状态, 较好地完成了超机动动作。

了超机动动作。采用基于滑模干扰观测器的动态逆飞行控制系统表现出良好的鲁棒特性。

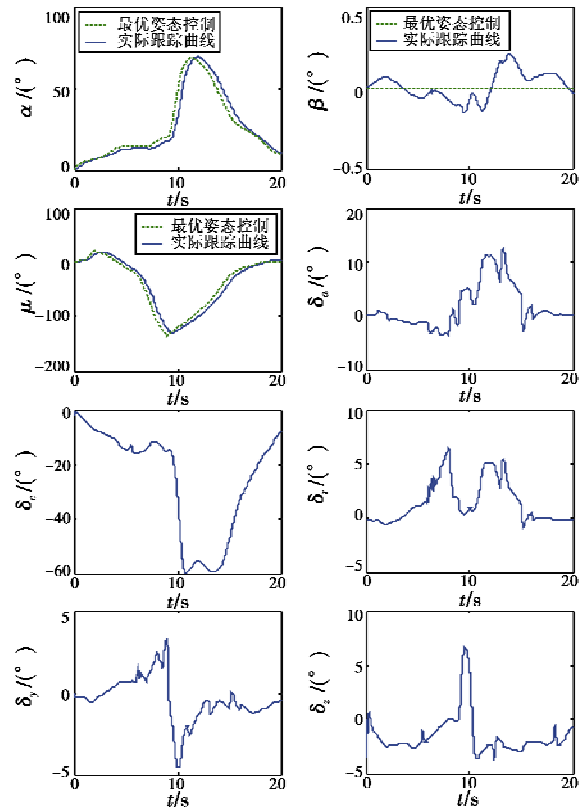


图 4 基于滑模干扰观测器的动态逆控制仿真

Fig. 4 Simulation of SMDO based DI control

### 5 结论

本文针对歼击机超机动飞行, 设计了基于滑模干扰观测器的动态逆控制方法。该方法可在有限的时间内实现对有界干扰的估计, 将滑模控制对于干扰的不变性和动态逆方法设计简单的优点有效地结合到一起, 改善了动态逆对模型误差和外界干扰十分敏感的缺点, 有效提高系统的抗干扰能力和控制精度。最后通过超机动飞行数字仿真, 验证了本文方法的有效性。

### 参考文献

[1] 朱亮. 空天飞行器不确定非线性鲁棒自适应控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.  
ZHU L. Robust adaptive control for uncertain nonlinear systems and its applications to aerospace vehicles [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.

[2] ANON. Nonlinear dynamic-inversion flight control of supermaneuverable aircraft [D]. Minneapolis and Saint Paul: University of Minnesota, 1991.

- gets imaging for a space based optical imaging system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(9):2410-2414.
- [7] 杨非,刘晨霞. 星空背景下空间碎片的图像仿真研究[J]. *系统仿真学报*, 2009, 21(5):1336-1342.  
YANG F, LIU C X. Image simulation approach of targets in celestial background [J]. *Journal of System Simulation*, 2009, 21(5):1336-1342.
- [8] 彭华峰,陈鲸,张彬. 空间目标在天基光电望远镜中的光度特征研究[J]. *光电工程*, 2006, 33(12):9-14.  
PENG H F, CHEN J, ZHANG B. Luminant characteristic of space target in space-based opto-electronic telescope [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2006, 33(12):9-14.
- [9] 彭华峰,陈鲸,张彬. 天基光电望远镜对空间目标成像的模拟[J]. *光电工程*, 2005, 32(10):14-17.  
PENG H F, CHEN J, ZHANG B. Imaging simulation for space target on space-based opto-electronic telescope[J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2005, 32(10):14-17.
- [10] 李克新,丛明煜,张伟,等. 深空背景点目标红外序列图像生成[J]. *光学精密工程*, 2009, 17(12):3062-3068.  
LI K X, CONG M Y, ZHANG W, et al. Infrared sequence image generation of point target in deep space [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(12):3062-3068.
- [11] 李骏,高源,安玮,等. 天基光学空间目标监视图像仿真研究[J]. *系统仿真学报*, 2008, 20(15):3951-3954.  
LI J, GAO Y, AN W, et al. Study of simulation of space-based optical surveillance images[J]. *Journal of System Simulation*, 2008, 20(15):3951-3954.
- [12] 曾德贤,杜小平. 天基空间目标光学观测的仿真与可视化[J]. *系统仿真学报*, 2008, 20(s1):209-211.  
ZENG D X, DU X P. The simulation and visulization of space-based optic surveillance for space objects [J]. *Journal of System Simulation*, 2008, 20(s1):209-211.
- [13] 张伟,潘海斌,鲍文卓,等. 星空背景数字图像的生成[J]. *光学精密工程*, 2009, 17(3):676-682.  
ZHANG W, PAN H B, BAO W Z, et al. Digital image generation of star map [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(3):676-682.
- [14] 欧阳桦. 基于 CCD 星敏感器的星图模拟和导航星提取的方法研究[D]. 武汉:华中科技大学, 2005.  
OUYANG H. Research on star image simulation and star extraction method for CCD's star tracker [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2005.
- [15] 魏新国,张广军,江洁. 星敏感器中星图图像的星体细分定位方法研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2003, 29(9):812-815.  
WEI X G, ZHANG G J, JIANG J. Subdivided locating method of star image for star sensor [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2003, 29(9):812-815.
- [16] LIEBE CARL CHRISTIAN. Accuracy performance of star trackers-a tutorial [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2002, 38(2):587-599.
- [17] 王海涌,费峥红,王新龙. 基于高斯分布的星像点精确模拟及质心计算[J]. *光学精密工程*, 2009, 17(7):1672-1677.  
WANG H Y, FEI Z H, WANG X L. Precise simulation of star spots and centroid calculation based on Gaussian distribution [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(7):1672-1677.
- [18] 陈荣利,韩乐,车驰骋,等. 非自发光空间目标的可见光探测技术研究[J]. *光子学报*, 2005, 34(9):1438-1440.  
CHEN R L, HAN L, CHE C C, et al. Research on unilluminant space target visual detection technique [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2005, 34(9):1438-1440.

(上接第 17 页)

- [3] 郭锁凤,申功璋,吴成富,等. 先进飞行控制系统[M]. 北京:国防工业出版社, 2003:246-290.  
GUO S F, SHEN G Z, WU C F, et al. Advanced flight control system [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003:246-290.
- [4] CHEN W H. Disturbance observer based control for nonlinear systems [J]. *IEEE Transactions on Mechatronics*, 2004, 9(4):706-710.
- [5] 高为炳. 变结构控制理论基础[M]. 北京:中国科学技术出版社, 1990:28-30.  
GAO W B. Theoretic foundation of variable structure control [M]. Beijing: Chinese Science and Technology Press, 1990:28-30.
- [6] 陈谋. 不确定非线性综合火力/飞行/推进系统鲁棒控制方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2004.  
CHEN M. Research on robust control method for uncertain nonlinear integrated fire/flight/propulsion system [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [7] HALL C E, SHTESSEL Y B. Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(6):1315-1328.
- [8] LEVANT A. Universal single-input-single-output (SISO) sliding-mode controllers with finite-time convergence [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2001, 46(9):1447-1451.