

临近空间驻留飞艇模糊变结构姿态控制方法*

杨跃能, 吴杰, 郑伟

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:针对临近空间驻留飞艇姿态运动的非线性、耦合和不确定等特点,提出了一种模糊变结构解耦控制方法。首先,推导了定点模式下飞艇的姿态运动方程,通过选取状态向量和控制向量,将其描述为非线性系统。然后,采用反馈线性化方法将非线性姿态控制系统输入输出解耦为三个通道的线性子系统;利用滑模变结构控制对参数摄动的不变性设计了定点姿态控制系统,并应用 Lyapunov 理论证明了系统的全局稳定性;为提高控制性能,以变结构控制的滑模面及其变化率为模糊控制器的输入,以趋近律参数为模糊控制器的输出设计了模糊变结构控制器,通过模糊规则在线调整控制律参数。最后,对具有参数不确定的姿态控制系统进行了数值仿真,验证了控制方法的有效性和鲁棒性。

关键词: 姿态控制;变结构控制;模糊规则;飞艇;临近空间

中图分类号: V448.2 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2012)05-0026-06

Fuzzy variable structure attitude control for a near-space airship

YANG Yueneng, WU Jie, ZHENG Wei

(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The near-space airship provides a unique and promising platform for telecommunication, broadcasting relays, surveillance, and scientific exploration. A key control technical challenge for a near-space airship is station keeping, the ability to remain fixed over a geo-location. A fuzzy variable structure control approach for an airship is proposed. First, problem formulation of an airship's attitude control was derived. Second, the attitude control system was designed by using the variable structure control theory, and a fuzzy system was used to turn the control gains for better performance of eliminating chattering. Finally, simulation results demonstrate the effectiveness and robustness of the proposed control approach in the presence of parameter uncertainties.

Key words: attitude control; variable structure control; fuzzy rule; airship; near-space

临近空间是指距海平面 20km ~ 100km 的空域,包括大气平流层、中间大气层和部分电离层区域,处于航空器的飞行高度和航天器的轨道高度之间,跨接航空与航天领域^[1]。随着航空航天技术的快速发展,临近空间特有的战略意义日益凸显,对该空域的开发和利用正成为各国关注的焦点。临近空间飞艇是指主要以浮升气体(如氦气、氢气等)提供升力,依靠推进系统与控制系统在临近空间定点驻留或低速机动的一种飞行器^[2],具有留空时间长、载荷量大、效费比高、隐身性能好、生存能力强等优点,可广泛应用于侦察监视、战区预警、通信中继、环境监测、应急救援、科学探测等领域,当前已成为航空领域的研究热点^[3-4]。

临近空间飞艇的总体布局、飞行机理显著不同于飞机、导弹等传统飞行器,提出了一系列飞行

控制领域的新课题,飞行控制系统设计成为其研制的关键技术之一。驻留飞艇的姿态运动具有非线性、耦合、不确定等特点,且易受参数摄动和外界扰动的影响,因此姿态控制成为其飞行控制系统设计的难点。Paiva 采用极点配置方法设计了 PID 控制器,满足飞艇姿态控制的实际要求^[5],但 PID 控制方法在模型参数及工作点发生变化时,控制性能无法得到保证。欧阳晋采用线性矩阵不等式方法设计了飞艇姿态控制系统,通过多目标优化提高了系统对参数摄动的鲁棒性^[6]。文献[7]采用改进的边界层滑模控制方法设计控制系统,实现了飞艇的六自由度运动控制。文献[5-7]中的受控对象均为线性化模型,未考虑非线性因素及各通道之间的耦合影响。方存光将离散滑模控制方法应用于飞艇姿态控制,减小了俯

* 收稿日期:2011-10-18

基金项目: 国家部委资助项目; 湖南省优秀研究生创新资助项目(CX2011B005); 国防科技大学优秀研究生创新资助项目(B110105)

作者简介: 杨跃能(1984—),男,湖南邵阳人,博士研究生,E-mail: yangyueneng@163.com;
郑伟(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail: zhengwei_nudt@163.com

仰姿态的跟踪误差^[8],但仅考虑了俯仰通道与升降舵之间的非线性关系,没有从飞行器系统角度研究飞艇的姿态控制问题。王晓亮应用反馈线性化和 Lyapunov 方法设计了飞艇的姿态控制律,采用鲁棒控制方法实现了姿态角按指数规律跟踪期望输出^[9]。国内外已公开发表的文献中多为研究巡航状态下飞艇的姿态控制问题,对定点驻留飞艇的姿态控制研究较少。

反馈线性化方法首先通过非线性反馈和坐标变换,将非线性系统变换为线性系统;然后应用线性系统理论对变换后的系统进行控制律设计,使得复杂的非线性系统控制问题得到简化,减小了系统设计的难度^[10]。变结构控制最大的优点是滑动模对参数摄动及外界扰动的不变性,因此成为一种有效的控制方法,广泛应用于飞行器控制系统设计。但是,变结构控制在不同的控制逻辑之间来回切换,导致滑动模在切换面附近发生抖振^[11],从而影响系统的性能指标。模糊控制是以模糊集合论、模糊语言变量及模糊逻辑推理为基础的一种控制方法,其主要特点是不需要被控对象的精确数学模型,能够适应系统参数不确定性和非线性^[12],由此可以利用模糊规则对控制参数进行调节,以提高控制系统性能。本文综合应用反馈线性化和模糊变结构控制方法,采用内外环控制策略,内环采用非线性状态反馈控制实现输入输出线性化,外环采用滑模控制(Sliding Mode Control, SMC)实现对参数摄动的稳定控制,为有效抑制滑模控制导致的抖振,以变结构控制的滑模面及其变化率为模糊控制器的输入,以趋近律参数为模糊控制器的输出设计了模糊变结构姿态控制系统,通过模糊规则在线调整控制律参数。仿真结果验证了姿态控制方法的有效性和鲁棒性。

1 问题的描述

临近空间驻留飞艇的姿态控制系统可表示为^[9,13]

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\mathbf{u} \\ \mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (1)$$

式中, $\mathbf{x} = [\theta, \psi, \phi, p, q, r]^T$, $\mathbf{u} = [u_1, u_2, u_3]^T = [I_z L + I_{xz} N, M, I_{xz} L + I_x N]^T$, $\mathbf{h}(\mathbf{x}) = [\theta, \psi, \phi]^T$,

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} -r\sin\phi + q\cos\phi \\ \sec\theta(rcos\phi + q\sin\phi) \\ p + \tan\theta(rcos\phi + q\sin\phi) \\ (c_1 r + c_2 p)q - c_3 z_G G \cos\theta \sin\phi \\ c_5 p r - c_6(p^2 - r^2) - c_7 z_G G \sin\theta \\ (c_8 p + c_2 r)q - c_4 z_G G \cos\theta \sin\phi \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{g}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \end{bmatrix} \circ$$

其中, $\theta \in (-\pi/2, \pi/2)$ 、 $\psi \in (-\pi, \pi)$ 、 $\phi \in (-\pi/2, \pi/2)$ 分别为俯仰、偏航和滚转角, p 、 q 、 r 分别为滚转、俯仰和偏航角速度;

$$c_1 = \frac{I_{xz}^2 - I_z(I_y - I_z)}{I_{xz}^2 - I_x I_z}, c_2 = -\frac{(I_x - I_y + I_z)I_{xz}}{I_{xz}^2 - I_x I_z},$$

$$c_3 = \frac{-I_z}{I_{xz}^2 - I_x I_z}, c_4 = \frac{-I_{xz}}{I_{xz}^2 - I_x I_z}, c_5 = \frac{I_z - I_x}{I_y},$$

$$c_6 = \frac{I_{xz}}{I_y}, c_7 = \frac{1}{I_y}, c_8 = \frac{I_x(I_y - I_x) - I_{xz}^2}{I_{xz}^2 - I_x I_z},$$

$c_9 = \frac{-I_x}{I_{xz}^2 - I_x I_z}$, z_G 为浮心到重心的垂直距离; G 为飞艇的重力, I_x 、 I_y 、 I_z 分别为绕 ox 、 oy 、 oz 轴的转动惯量, I_{xz} 为对 xoz 平面的惯性积; L 、 M 、 N 分别为作用在飞艇上的滚转、俯仰和偏航力矩^[14]。

飞艇姿态跟踪控制问题可表述为:设计姿态控制律,使得系统输出在 $t_f - t_0$ 有限时间内能够渐近跟踪期望输出 $\mathbf{y}_d = [\theta_d, \psi_d, \phi_d]^T$, 即 $\lim_{t_0 \rightarrow t_f} |\mathbf{y} - \mathbf{y}_d| = 0$ 。

2 姿态控制方法

2.1 控制策略

本文综合应用反馈线性化和模糊变结构控制方法,采用内外环控制策略,内环采用非线性状态反馈控制实现输入-输出线性化,外环采用滑模变结构控制实现对参数不确定性的稳定控制,并以变结构控制的滑模面及其变化率为模糊控制器的输入,以趋近律参数为模糊控制器的输出设计了模糊变结构姿态控制系统。姿态控制系统结构如图1所示。

2.2 控制系统设计

(1) 反馈线性化

根据文献[9, 15],通过坐标变换和状态反馈,姿态控制系统(1)可变换为如下线性系统:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\xi}} = \mathbf{A}\boldsymbol{\xi} + \mathbf{B}\mathbf{v} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\boldsymbol{\xi} \end{cases} \quad (2)$$

式中, \mathbf{v} 为控制量, $\boldsymbol{\xi}$ 为系统状态变量, \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 、 \mathbf{C} 均

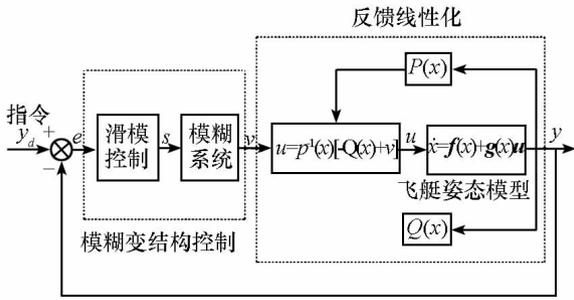


图 1 姿态控制系统结构框图

Fig. 1 Block diagram of attitude control system

为相应阶数的 Brunovsky 矩阵:

$$\xi = \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \\ \xi_3 \\ \xi_4 \\ \xi_5 \\ \xi_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta \\ -r \sin \phi + q \cos \phi \\ \psi \\ \frac{1}{\cos \theta} (r \cos \phi + q \sin \phi) \\ \phi \\ p + \tan \theta (r \cos \phi + q \sin \phi) \end{bmatrix},$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

(2) 滑模变结构控制

应用变结构控制理论对线性系统 (2) 设计滑模控制律。三个通道的线性子系统可表示为如下的单输入单输出系统:

$$\begin{cases} \dot{\xi}_i = \xi_{i+1} + v_j & (i = 1, 3, 5; j = 1, 2, 3) \\ y = \xi_i \end{cases} \quad (3)$$

设 y_{id} 为期望输出, y_i 为实际输出, 则系统误差为

$$e_i = y_i - y_{id}, \quad (i = 1, 2, 3) \quad (4)$$

对于姿态跟踪问题, 选取滑模面

$$s_i = c_i e_i + \dot{e}_i \quad (5)$$

将式 (4) 代入式 (5), 可得

$$s_i = c_i (y_i - y_{id}) + (\dot{y}_i - \dot{y}_{id}) \quad (6)$$

式中 c_i 为可调参数。

选取指数趋近律为^[11]

$$\dot{s}_i = -k_i s_i - \varepsilon_i \operatorname{sgn}(s_i), \quad (k_i > 0, \varepsilon_i > 0) \quad (7)$$

指数趋近过程中, 趋近速度从一个较大的值逐渐减少到零, 不仅缩短了趋近时间, 而且使状态

点到达滑模面时的速度很小。等速趋近项 $\varepsilon_i \operatorname{sgn}(s_i)$ 使得当 s_i 接近于零时, 趋近速度不为零, 从而保证有限时间到达。

由式 (6) 和式 (7) 可得变结构控制律:

$$v_i = -c_i (\dot{y}_i - \dot{y}_{id}) + \ddot{y}_{id} - k_i s_i - \varepsilon_i \operatorname{sgn}(s_i) \quad (8)$$

由 v_i 通过反变换可得实际控制力矩^[9, 15]。

稳定性证明:

选取 Lyapunov 函数

$$V(x) = \frac{1}{2} s_i^T s_i \quad (9)$$

对式 (9) 微分, 可得

$$\dot{V} = s_i \dot{s}_i \quad (10)$$

将式 (6) 和式 (7) 代入式 (10), 可得

$$\dot{V} = s_i \dot{s}_i = -k_i s_i^2 - \varepsilon_i |s_i| < 0 \quad (11)$$

式 (9) ~ (11) 证明了控制系统的稳定性。

(3) 模糊控制器

式 (7) 所示的指数趋近律中, 当 $s \rightarrow 0$ 时, $k s \rightarrow 0$, 但等速项 $\varepsilon \operatorname{sgn}(s)$ 并不趋近零, 导致抖振现象, 且抖振强度由 ε 的大小决定。下面引入模糊系统解决这一问题^[12], 令模糊控制器的输入为滑模面 s 及其导数 \dot{s} , 输出变量为 ε , 由此可以根据 s 及 \dot{s} 的变化在线调整 ε 的取值。描述输入变量和输出变量的模糊子集可定义为 $\{NB, NS, ZO, PS, PB\}$, 其中, NB 为负大、 NS 为负小、 ZO 为零、 PS 为正小、 PB 为正大, 其隶属度函数如图 2 所示。

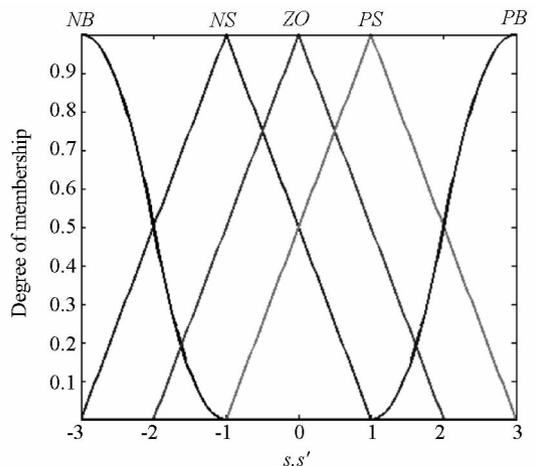


图 2 输入输出变量的隶属度函数

Fig. 2 Membership functions for variables

模糊控制器采用 IF - THEN 模糊规则^[16]:

$R^{(j)}$: 若 s 为 F_s^j 且 \dot{s} 为 $F_{\dot{s}}^j$, 则 ε 为 B^j 。

其中, F_s^j 为变量 s 模糊集合的子集, $F_{\dot{s}}^j$ 为变量 \dot{s} 模糊集合的子集, B^j 为第 j 条模糊规则的输出。当系统状态远离滑模面时, 需要采用较大的控制作用使得系统状态能够快速返回滑模面, 即增大参

数 ε ; 当系统状态趋近滑模面, 需要采用较小的控制作用以抑制抖振, 即减小参数 ε , 模糊规则如表 1 所示。

表 1 模糊规则
Tab. 1 Fuzzy rules

s/\dot{s}	NB	NS	ZO	PS	PB
NB	PB	PB	PB	PS	ZO
NS	PB	PB	PS	ZO	ZO
ZO	PS	PS	ZO	NS	NS
PS	ZO	ZO	NS	NB	NB
PB	ZO	NS	NB	NB	NB

采用重心法去模糊化^[15], 可得模糊输出:

$$\varepsilon = \frac{\sum_{j=1}^m \mu(B^j) \cdot B^j}{\sum_{j=1}^m \mu(B^j)} \quad (12)$$

式中, $\mu(B^j)$ 为 B^j 的隶属度函数。

通过上述模糊控制器可以在线自动调整指数趋近律参数 ε , 能够有效抑制抖振, 从而提高了控制系统的性能。

3 仿真结果与分析

以某型试验飞艇^[6]为例, 对设计的模糊滑模控制(Fuzzy Sliding Mode Control, FSMC)系统进行数值仿真以验证其有效性和鲁棒性。仿真条件: 设驻留飞艇的初始姿态角为: $[\theta_0, \psi_0, \phi_0]^T = [0 \text{ rad}, 0 \text{ rad}, 0 \text{ rad}]^T$, 惯性参数的不确定项为: $\Delta I = [0.1I_x, 0.1I_y, 0.1I_z, 0.1I_{xy}]^T$, 姿态角的期望输出为: $[\theta_d, \psi_d, \phi_d]^T = [0.2 \text{ rad}, 0.3 \text{ rad}, 0.1 \text{ rad}]^T$, 控制参数取为: $c_1 = 10, c_2 = 20, c_3 = 15, k_1 = 0.2, k_2 = 0.8, k_3 = 0.5$, 仿真结果如下图所示。其中, 图 3 ~ 图 5 分别给出了传统滑模控制作用下俯仰、偏航和滚转姿态响应及其控制输入变化曲线。图 6 ~ 图 8 分别给出了模糊滑模控制作用下俯仰、偏航和滚转姿态响应及其控制输入变化曲线。由图 3(a) ~ 图 8(a) 中的姿态响应曲线可得: 在有限时间内, 系统输出能够准确地跟踪期望输出, 验证了姿态控制方法的有效性; 由标称模型和不确定模型的仿真对比可得: 文中的姿态控制方法对参数不确定性具有良好的鲁棒性。由图 3(b) ~ 图 8(b) 中控制输入的对比分析可得: 传统滑模控制存在一定的抖振现象, 而模糊滑模控制通过模糊规则自动调节控制律参数, 有效地抑制了抖振, 使得系统具有良好的动态性能。

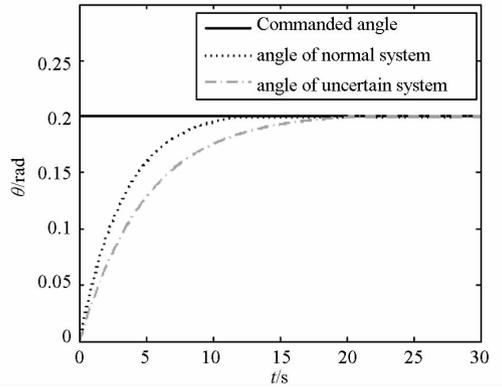


图 3(a) 俯仰姿态角滑模控制响应
Fig. 3(a) Pitch angle responses to SMC

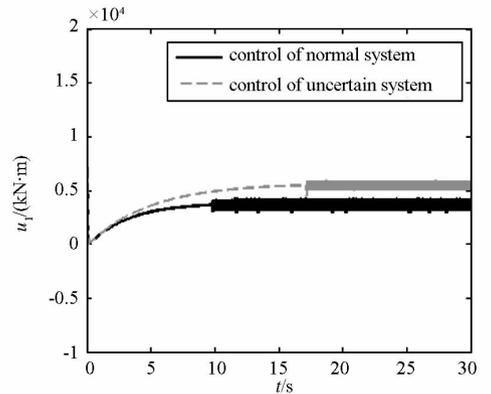


图 3(b) 俯仰通道滑模控制输入
Fig. 3(b) Pitching control inputs of SMC

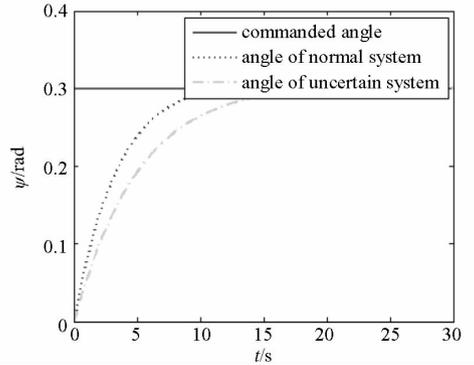


图 4(a) 偏航姿态角滑模控制响应
Fig. 4(a) Yaw angle responses to SMC

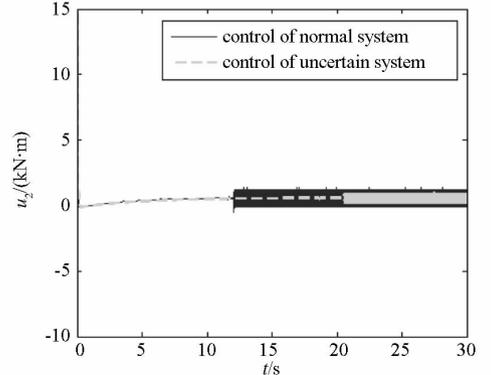


图 4(b) 偏航通道滑模控制输入
Fig. 4(b) Yawing control inputs of SMC

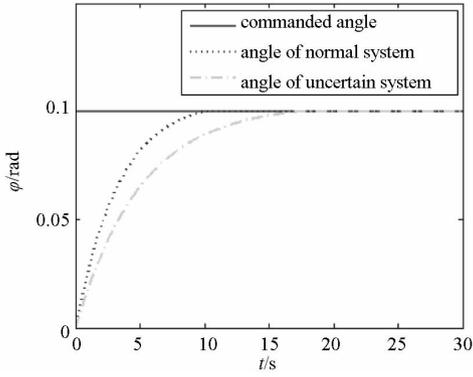


图 5(a) 滚转姿态角滑模控制响应

Fig. 5(a) Roll angle responses to SMC

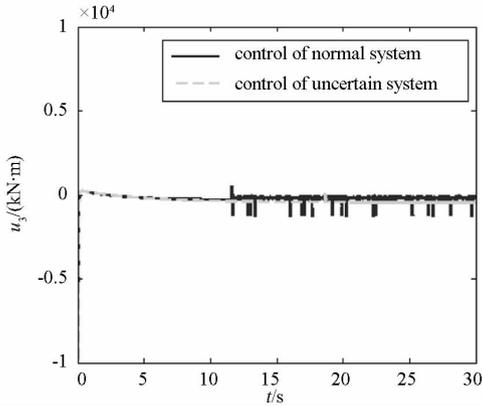


图 5(b) 滚转通道滑模控制输入

Fig. 5(b) Rolling control inputs of SMC

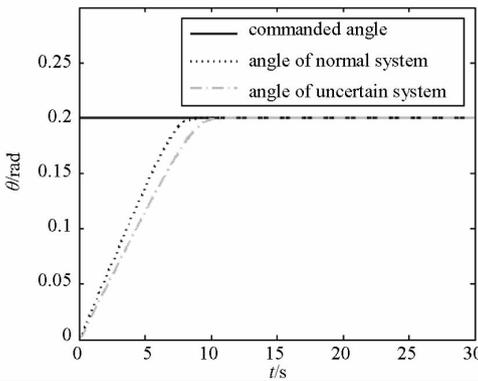


图 6(a) 俯仰姿态角模糊滑模控制响应

Fig. 6(a) Pitch angle responses to FSMC

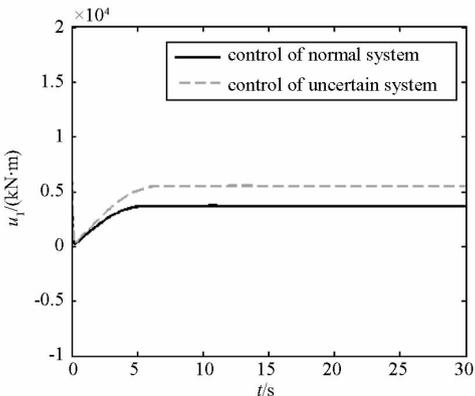


图 6(b) 俯仰通道模糊滑模控制输入

Fig. 6(b) Pitching control inputs of FSMC

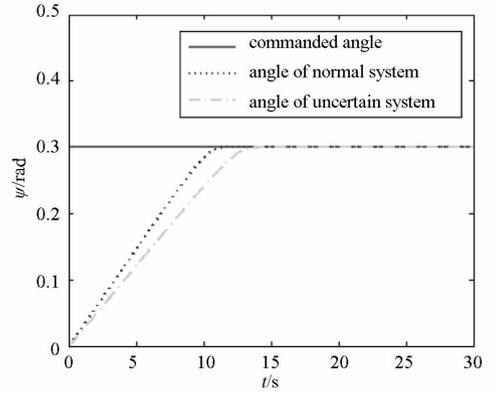


图 7(a) 偏航姿态角模糊滑模控制响应

Fig. 7(a) Yaw angle responses to FSMC

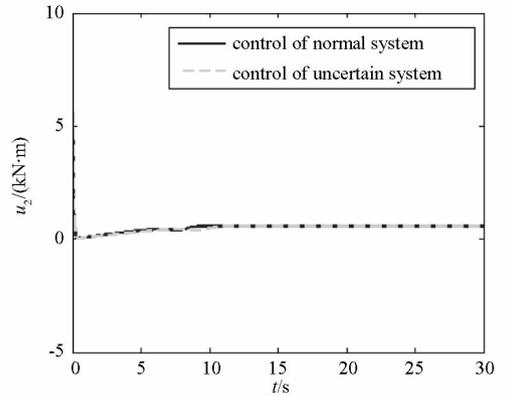


图 7(b) 偏航通道模糊滑模控制输入

Fig. 7(b) Yawing control inputs of FSMC

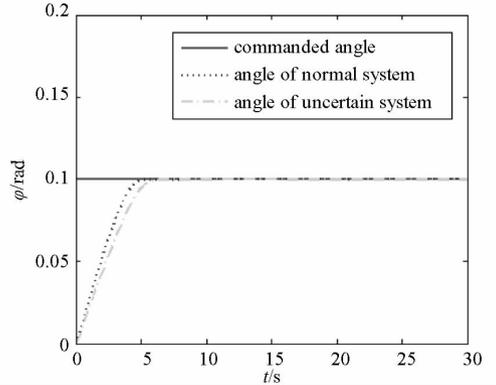


图 8(a) 滚转姿态角模糊滑模控制响应

Fig. 8(a) Roll angle responses to FSMC

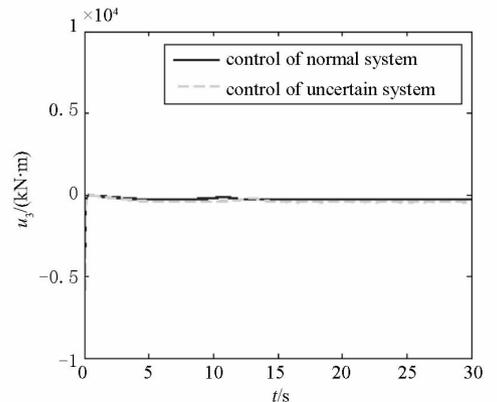


图 8(b) 滚转通道模糊滑模控制输入

Fig. 8(b) Rolling control inputs of FSMC

4 结 论

本文研究了临近空间驻留飞艇的姿态控制问题。首先推导了姿态运动方程,通过选取状态向量和控制向量,将其描述为非线性系统。应用反馈线性化方法将非线性姿态控制系统输入输出解耦为三个通道的线性子系统,简化了控制律的设计。在此基础上,采用滑模控制方法设计了姿态控制律,通过模糊规则在线调节控制律参数以抑制抖振,提高了控制系统性能。仿真结果表明:在参数不确定的条件下,系统的实际输出能够准确地跟踪期望输出,验证了姿态控制方法的有效性和鲁棒性。

参考文献 (References)

- [1] Young M, Keith S. An overview of advanced concepts for near-space systems [C]//Proceedings of the 45th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit, Colorado, USA, August, 2009.
- [2] Chu A, Blackmore M. A novel concept for stratospheric communications and surveillance [C]//Proceedings of AIAA Balloon System Conference, Williamsburg, USA, May, 2007.
- [3] Kimito T, Yasumasa H, Maekawa S. The studies and applications for LTA [R]. AIAA-2007-7732, 2007.
- [4] Yang Y N, Wu J, Zheng W. Dynamics modeling and maneuverability analysis of a near-space earth observation platform [C]// Proceedings of the 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, Istanbul, Turkey, 2011.
- [5] Paiva E C, Bueno S S, Bergerman M. A robust pitch attitude controller for Aurora's semi-autonomous robotic airship [C]// Proceedings of the 13th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference, Washington, 1999.
- [6] 欧阳晋. 空中无人飞艇的建模与控制方法研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2003.
Ouyang J. Research on modeling and control of an unmanned airship [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2003. (in Chinese)
- [7] Yang Y N, Zheng W, Wu J. Sliding mode control for a near-space autonomous airship [C]//Proceedings of the Second International Conference on Electric Information and Control Engineering, Wuhan, China, 2011.
- [8] 方存光, 王伟. 自主飞艇俯仰角姿态动力学建模及控制[J]. 控制理论与应用, 2004, 21(2): 231-238.
FANG Cunguang, WANG Wei. Pitching attitude dynamics modeling and its control of unmanned dirigible airship [J]. Control Theory and Applications, 2004, 21(2): 231-238. (in Chinese)
- [9] Wang X L, Shan X X. Airship attitude tracking system [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2006, 27(7): 919-926.
- [10] 刘鲁华, 汤国建, 余梦伦. 采用终端滑模控制实现交会对接逼近段姿态跟踪[J]. 国防科技大学学报, 2008, 30(2): 16-21.
LIU Luhua, TANG Guojian, YU Menglun. Space RVD terminal approach to attitude tracking by terminal sliding mode control [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2008, 30(2): 16-21. (in Chinese)
- [11] Benjovengo F P, Paiva E C, Bueno S S. Sliding mode control approaches for an autonomous unmanned airship [C]// Proceedings of the 18th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference, Washington, 2009.
- [12] Li J, Zhou S, Xu S. Fuzzy control system design via fuzzy Lyapunov functions [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 2008, 38(6): 1657-1661.
- [13] Li Y W, Nahon M, Sharf I. Dynamics modeling and simulation of flexible airships [J]. AIAA Journal, 2009, 47(3): 592-605.
- [14] 杨跃能, 郑伟, 吴杰. 临近空间对地观测平台的矢量化建模及稳定性分析[J]. 国防科技大学学报, 2011, 33(3): 28-32.
YANG Yueneng, ZHENG Wei, WU Jie. Vector modeling and stability analysis of a near-space earth observation platform [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2011, 33(3): 28-32. (in Chinese)
- [15] Isidori A. Nonlinear control systems [M]. 3rd ed. London: Bertelsmann Springer Publishing Group, 2008.
- [16] Fateh M M. Robust fuzzy control of electrical manipulators [J]. Journal of Intelligent Robot system, 2010, 60: 415-434.