

对失控翻滚目标任意位置悬停的模糊控制*

刘将辉, 李海阳

(国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:针对失控翻滚目标任意位置悬停的控制问题进行研究。在目标器轨道坐标系下建立任意偏心率的三维相对运动方程,并分析失控翻滚目标的姿态运动特性。将悬停问题解耦为三个通道的二维模糊控制问题,并以 x 通道为例进行Mamdani型模糊控制器设计。确定相应的模糊子集、隶属度函数以及模糊控制规则表,采用面积中心法解模糊化。通过数值仿真验证了模糊控制器的控制性能。

关键词:失控翻滚目标;任意位置悬停;模糊控制;隶属度函数;面积中心法

中图分类号:V448 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2019)02-044-07

Fuzzy control for any selected position hovering over uncontrolled tumbling satellite

LIU Jianghui, LI Haiyang

(College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The problem of any selected position hovering control of uncontrolled tumbling satellite was researched. A three-dimensional relative motion equation of arbitrary eccentricity was established in the target orbital coordinate system, and the attitude motion characteristics of the uncontrolled tumbling satellite were analyzed. The hovering problem was decoupled into two-dimensional fuzzy control problem of three channels, and the Mamdani fuzzy controller was designed with the channel x as an example. Determining the corresponding fuzzy subset, membership function and fuzzy control rule table, the fuzzy was solved by using the area center method. The control performance of the designed fuzzy controller was verified by numerical simulations.

Keywords: uncontrolled tumbling satellite; any selected position hovering; fuzzy control; membership function; area center method

随着航天技术及空间应用的不断发展,在轨航天器的数量越来越多,空间技术也从空间利用提升为空间操作。为了确保航天器在轨的可靠性,延长在轨寿命,对空间操作的需求也變得越来越大,比如对航天器进行在轨检测、监视、维修、空间拦截撞击甚至更换航天器部件^[1-3]。在空间操作任务中,任务追踪器有时候需要在某航天器的体坐标系或主轴坐标系中保持不变的位置,这样追踪航天器仿佛在目标航天器的某个方向“悬停”^[4-10]。

对于航天器的悬停技术,国内外已经开展了较多的研究。Morrow研究了太阳帆航天器探测小行星时的无动力悬停问题^[11]。Sawai等基于相对距离测量法,研究了航天器相对自旋小行星的悬停稳定性并给出了相应的悬停控制策略^[12]。Wie分析了混合动力飞行器相对小行星悬停的动力学特性,该混合动力由太阳帆和引力牵引提供,并探讨了这

种概念航天器对小行星探测的适用性^[13]。在死区控制条件下,Broschart等将航天器悬停问题转为拉格朗日形式的充分条件,并对其稳定性进行了分析,考虑了小行星的特殊外形及其质量特性,采用数值方法分析了星体两种坐标系(即体坐标系和惯性坐标系)下的位置悬停稳定性^[14-16]。Lee等对小行星悬停的有限时间控制问题进行了研究,设计了自适应滑膜控制器,并实现了有效的悬停^[17-19]。为了在目标航天器正下方或正上方实现悬停,林来兴和黎康提出了一种“持续式”的开环控制律^[20]。在连续有限推力和椭圆轨道条件下,王功波等研究了任意位置悬停的控制问题,并给出了对任意椭圆轨道的目标航天器实现悬停的开环控制律^[21-22]。阎野和朱亚文研究了追踪航天器在目标航天器任意位置的悬停,提出了开环控制方法,设计了基于线性二次调节(Linear

* 收稿日期:2018-02-01

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11472301)

作者简介:刘将辉(1987—),男,江西于都人,博士研究生,E-mail:liujianghai6@163.com;

李海阳(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:lihaiyang@nudt.edu.cn

Quadratic Regulator, LQR)的悬停控制器,推导了对椭圆轨道目标悬停加速度的解析解^[23-24]。

目前对于航天器悬停控制技术的研究文献大多采用开环控制方法。初始误差、摄动力、测量误差等干扰因素均会影响到开环控制策略的精度。即使很小的初始误差和干扰,经过一段时间都会出现较大的控制误差,最后甚至偏离标称悬停位置,因此开环控制方法在实际中应用效果有限。本文针对失控翻滚目标的悬停问题,在目标器轨道系上建立了任意偏心率的两航天器间相对运动方程,对目标的姿态运动特性进行了分析,设计了Mamdani型闭环模糊控制器,最后通过数值仿真验证了模糊控制器的控制性能。

1 相对运动动力学模型

首先定义相关坐标系,如图1所示。定义地心为J2000坐标系 $O_e X_e Y_e Z_e$ 的原点,基准平面为历元平赤道面, $O_e Z_e$ 轴方向为基准平面法向, $O_e X_e$ 轴方向由 O_e 指向平春分点, $O_e Y_e$ 轴指向符合右手定则。定义航天器速度与当地水平(Vehicle Velocity and Local Horizontal, VVLH)轨道坐标系 $O_s X_s Y_s Z_s$ 的原点为航天器的质心 O_s , $O_s Z_s$ 轴由质心 O_s 指向地心 O_e , $O_s X_s$ 轴沿航天器运动方向并与 $O_s Z_s$ 轴正交, $O_s Y_s$ 轴由右手定则确定。

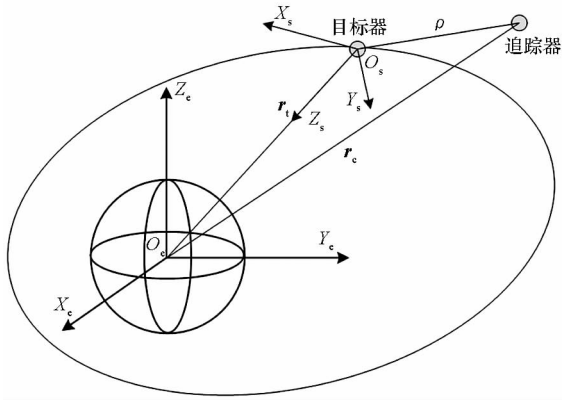


图1 惯性坐标系和VVLH坐标系

Fig 1 Inertial coordinate system and VVLH system

在目标航天器VVLH轨道坐标系下,选用非线性的T-H方程描述追踪航天器与目标航天器的相对运动^[25]:

$$\begin{cases} \dot{x} = \dot{\theta}^2 x + \ddot{\theta} y + 2\dot{\theta} \dot{y} - \mu x / r_c^3 + f_{dx} + F_{cx} / m_c \\ \dot{y} = -\ddot{\theta} x + \dot{\theta}^2 y - 2\dot{\theta} \dot{x} + \mu / r_c^3 - \mu(r_x + y) / r_c^3 + f_{dy} + F_{cy} / m_c \\ \dot{z} = -\mu z / r_c^3 + f_{dz} + F_{cz} / m_c \end{cases} \quad (1)$$

其中:下标t代表目标航天器,下标c代表追踪航天器; $\rho = [x \ y \ z]^T$ 为追踪航天器在目标航天器VVLH轨道坐标系的位置矢量; m_c 为追踪航天器的质量, F_{cx} 、 F_{cy} 和 F_{cz} 分别为作用在追踪航天器上的控制力; r_t 为目标航天器质心到地心 O_e 的距离, r_c 为追踪航天器质心到地心 O_e 的距离; f_{dx} 、 f_{dy} 和 f_{dz} 为两航天器摄动加速度之差; μ 为地球引力常数; $\dot{\theta}$ 和 $\ddot{\theta}$ 分别为目标航天器的轨道角速度和轨道角加速度,表达式为:

$$\dot{\theta} = \frac{\omega(1 + e \cos \theta)^2}{(1 - e^2)^{3/2}} \quad (2)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{-2\omega^2 e \sin \theta (1 + e \cos \theta)^3}{(1 - e^2)^3} \quad (3)$$

其中, ω 为目标航天器的平均角速度, e 为目标航天器轨道偏心率。

2 失控翻滚目标的姿态运动特性

分析失控翻滚目标在空间中的姿态运动特性,对于实施悬停任务具有重要的意义。一般情况下,地球引力是空间失控翻滚目标的主要作用力,其次还有大气阻力和太阳光压等,相比地球引力而言其他力是个小量,可以忽略不计。空间中,通常认为外力对目标航天器质心的合力矩为零,所以目标航天器一般处于无外力矩的自由运动状态。目标航天器的角动量 H 在惯性空间中为一恒矢量,大小和方向保持不变。

首先定义两个坐标系,定义航天器质心 O_s 为其本体坐标系 $O_s X_b Y_b Z_b$ 的原点, $O_s X_b$ 为指向航天器头部的纵轴, $O_s Y_b$ 轴在其纵对称面内,并指向下, $O_s Z_b$ 轴指向符合右手定则。定义航天器主轴坐标系 $O_s X_1 Y_1 Z_1$ 的原点为其质心 O_s , $O_s X_1$ 、 $O_s Y_1$ 和 $O_s Z_1$ 为对应的三个惯量主轴,其指向分别靠近体坐标系 $O_s X_b Y_b Z_b$ 相应坐标轴的指向。

以目标器 $O_s X_b Y_b Z_b$ 为计算坐标系,可得^[26]:

$$\frac{dH}{dt} + \omega \times H = L \quad (4)$$

式中, L 为外力矩, $H = I \cdot \omega$, I 为目标器的惯量张量, ω 为角速度。式(4)可改写为:

$$\begin{cases} \dot{H}_x + \omega_y H_z - \omega_z H_y = L_x \\ \dot{H}_y + \omega_z H_x - \omega_x H_z = L_y \\ \dot{H}_z + \omega_x H_y - \omega_y H_x = L_z \end{cases} \quad (5)$$

设 $O_s X_b Y_b Z_b$ 与 $O_s X_1 Y_1 Z_1$ 重合,当 $L = 0$ 时,可得:

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z = 0 \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z = 0 \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y = 0 \end{cases} \quad (6)$$

根据角动量守恒有:

$$I_x^2 \omega_x^2 + I_y^2 \omega_y^2 + I_z^2 \omega_z^2 = H^2 \quad (7)$$

式中, H 为航天器的角动量。根据动能守恒有:

$$I_x \omega_x^2 + I_y \omega_y^2 + I_z \omega_z^2 = 2E_1 \quad (8)$$

式中, E_1 为航天器的动能。将式(7)和式(8)合并可得:

$$I_x \left(I_x - \frac{H^2}{2E_1} \right) \omega_x^2 + I_y \left(I_y - \frac{H^2}{2E_1} \right) \omega_y^2 + I_z \left(I_z - \frac{H^2}{2E_1} \right) \omega_z^2 = 0 \quad (9)$$

在 313 欧拉角转序下的进动角为 ϕ 、章动角为 θ 和自转角为 φ , 则可得到角速度 ω 的表达式为:

$$\omega = \dot{\phi} + \dot{\theta} + \dot{\varphi} \quad (10)$$

表示分量的形式为:

$$\omega_x = \dot{\phi} \sin\theta \sin\varphi + \dot{\theta} \cos\varphi \quad (11)$$

$$\omega_y = \dot{\phi} \sin\theta \cos\varphi - \dot{\theta} \sin\varphi \quad (12)$$

$$\omega_z = \dot{\varphi} + \dot{\phi} \cos\theta \quad (13)$$

将航天器角动量 H 投影到主轴坐标系 $O_s X_1 Y_1 Z_1$ 中可得:

$$I_x \omega_x = H \sin\theta \sin\varphi \quad (14)$$

$$I_y \omega_y = H \sin\theta \cos\varphi \quad (15)$$

$$I_z \omega_z = H \cos\theta \quad (16)$$

对式(14)~(16)两边求导得到 $\dot{\omega}$:

$$\dot{\omega}_x = \lambda \omega_0 (\dot{\theta} \cos\theta \sin\varphi + \dot{\varphi} \sin\theta \cos\varphi) \quad (17)$$

$$\dot{\omega}_y = \rho \omega_0 (\dot{\theta} \cos\theta \cos\varphi - \dot{\varphi} \sin\theta \sin\varphi) \quad (18)$$

$$\dot{\omega}_z = -\omega_0 \dot{\theta} \sin\theta \quad (19)$$

其中, $\lambda = \frac{I_z}{I_x}$, $\rho = \frac{I_z}{I_y}$, $\omega_0 = \frac{H}{I_z}$ 。将式(11)~(12)代入式(14)~(16)可得:

$$\dot{\phi} = \omega_0 [\rho + (\lambda - \rho) \sin^2 \varphi] \quad (20)$$

$$\dot{\theta} = \omega_0 (\lambda - \rho) \sin\theta \cos\varphi \sin\varphi \quad (21)$$

$$\dot{\varphi} = \omega_0 \cos\theta [1 - \rho - (\lambda - \rho) \sin^2 \varphi] \quad (22)$$

失控航天器的质量分布和初始角速度决定了其在空间中的转动形式, 当质量不规则时一般做欧拉-班索运动。

3 模糊控制器设计

模糊控制器的原理如图 2 所示, k_e 、 k_{ec} 和 k_u 为比例系数, E 和 EC 为模糊量 U 的模糊分量, u 为输出。经过模糊化 (D/F) 和模糊推理 ($\circ R$) 得到模糊集合, 再将模糊集合进行清晰化 (F/D) 得到输出。知识库由隶属函数库 γ 、控制规则库 R 和清晰化方法库 fd 组成^[27]。

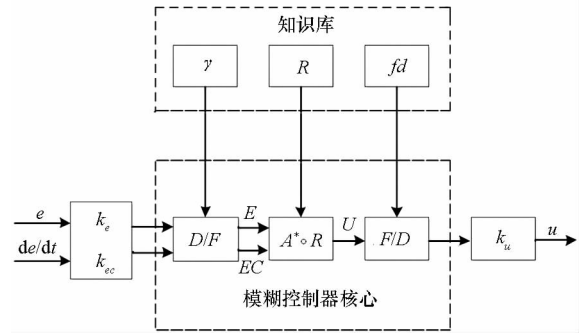


图 2 模糊控制器原理框图

Fig. 2 Diagram of fuzzy controller

对于航天器的悬停控制问题, 需要分别控制位置矢量 ρ 和位置矢量的变化率 $\dot{\rho}$, 由于 $\rho = [x \ y \ z]^T$ 和 $\dot{\rho} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$, 因此, 该问题可转化为三个通道的解耦控制, 即对每个方向的位置和速度进行控制。采用 Mamdani 型模糊控制器, 以 x 通道为例, x 通道的模糊控制器构型如图 3 所示, y 、 z 通道与 x 通道相同。 Δx 为实际位置与期望位置的偏差, $\Delta \dot{x}$ 为实际速度与期望速度的偏差, 由式(23)可得 Δx , 由式(24)可得 $\Delta \dot{x}$ 。其中, x 和 \dot{x} 为实际位置和速度, \tilde{x} 和 $\dot{\tilde{x}}$ 为期望位置和速度。式(25)为模糊推理, 其中“ \circ ”为模糊合成运算, R_x 为模糊关系。

$$\Delta x = x - \tilde{x} \quad (23)$$

$$\Delta \dot{x} = \dot{x} - \dot{\tilde{x}} \quad (24)$$

$$a_{cx} = [\Delta x \ \Delta \dot{x}] \circ R_x \quad (25)$$

以 x 通道为例, 基于模糊算法设计航天器悬停控制器。图 4 为悬停控制器的原理图, 图 5 为控制器的详细设计流程。首先需要确定模糊子

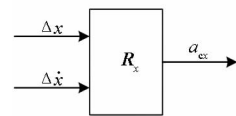


图 3 x 通道的二维模糊控制器

Fig. 3 Two dimensional fuzzy controller of channel x

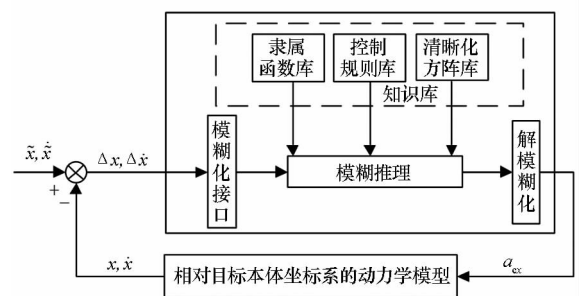


图 4 悬停控制器原理

Fig. 4 Diagram of hovering controller

集的数量,其次确定相应的隶属度函数。模糊子集数量、隶属度函数以及模糊控制规则表需要根据人的判断和经验来设置,从而使模糊控制器具有智能性。

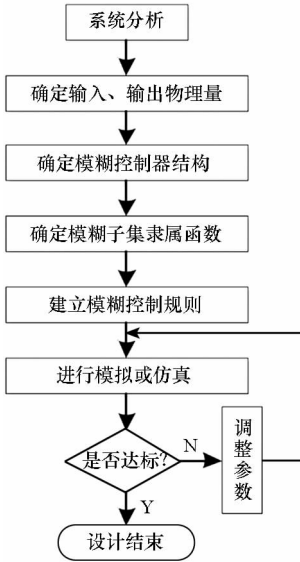


图 5 设计流程图

Fig. 5 Design flowchart

对于本文而言,取模糊子集个数为 7, Δx 、 $\Delta \dot{x}$ 、 a_{cx} 的模糊子集分布为:正大(PB)、正中(PM)、正小(PS)、零(O)、负小(NS)、负中(NM)、负大(NB)。本文中 Δx 、 $\Delta \dot{x}$ 、 a_{cx} 的隶属度划分如表 1 所示, Δx 、 $\Delta \dot{x}$ 、 a_{cx} 模糊控制规则如表 2 所示。

表 1 Δx 、 $\Delta \dot{x}$ 、 a_{cx} 的隶属度划分

Tab. 1 Division of membership of Δx 、 $\Delta \dot{x}$ 、 a_{cx}

	NB	NM	NS	O	PS	PM	PB
$\Delta x/m$	-2.00	-1.00	-0.01	0.00	0.01	1.00	2.00
$\Delta \dot{x}/(m/s)$	-0.50	-0.25	-0.10	0.00	0.10	0.25	0.50
$a_{cx}/(m/s^2)$	-0.30	-0.10	-0.05	0.00	0.05	0.10	0.30

表 2 $[\Delta x, \Delta \dot{x}]$ 对应 a_{cx} 的模糊子集分布

Tab. 2 Fuzzy subset distribution of $[\Delta x, \Delta \dot{x}]$ corresponding a_{cx}

Δx	$\Delta \dot{x}$						
	NB	NM	NS	O	PS	PM	PB
NB	PB	PB	PM	PM	PS	O	O
NM	PB	PB	PM	PS	PS	O	NS
NS	PM	PM	PM	PS	O	NS	NS
O	PM	PM	PS	O	NS	NM	NM
PS	PS	PS	O	NS	NS	NM	NM
PM	PS	O	NS	NM	NM	NM	NB
PB	O	O	NM	NM	NM	NB	NB

解模糊化的方法有许多种,主要有面积中心(重心)法、面积平分法以及最大隶属度法^[27]。本文采用面积中心(重心)法,该方法的思想为:先求模糊隶属函数曲线与横轴构成的面积中心,以该中心所在横轴的位置为模糊集的代表值。设论域 U 上 F 集合 A 的隶属函数为 $A(u)$, $u \in U$, 面积中心对应的横轴位置为 u_{cen} , 则可得:

$$u_{cen} = \frac{\int_U A(u) u du}{\int_U A(u) du} \quad (26)$$

对状态 $[\Delta x \quad \Delta \dot{x}]$ 而言,先判断 Δx 、 $\Delta \dot{x}$ 对应的模糊子集的隶属度,再由表 2 判断 $[\Delta x \quad \Delta \dot{x}]$ 对应 a_{cx} 的隶属度, a_{cx} 的隶属度为 Δx 隶属度和 $\Delta \dot{x}$ 隶属度的最小值。最后,采用面积中心(重心)法进行解模糊化从而得到控制量,式(27)为模糊推理结果。

$$a_{cx} = \frac{\sum_{k=1}^m v_k a_{cx}^k}{\sum_{k=1}^m v_k} \quad (27)$$

式中: m 为模糊规则总数; v_k 为模糊子集 k 的隶属度; a_{cx}^k 为模糊子集 e 的模糊推理结果。

4 算例分析

假设目标航天器的轨道要素为:轨道半长轴 $a = 6\ 775\ 000\ m$, 偏心率 $e = 0.003$, 升交点赤经 $\Omega = 51.6^\circ$, 轨道倾角 $i = 70^\circ$, 近心点角距 $\theta = 20^\circ$, 真近点角 $f = 30^\circ$ 。

目标航天器的转动惯量为 $I_1 = \text{diag}(500, 610, 850)\ \text{kg} \cdot \text{m}^2$, 初始欧拉角 $\phi_0 = 30^\circ, \theta_0 = 20^\circ, \varphi_0 = 0^\circ$ 。角动量为 $H = 5\ \text{Nms}$ 。

追踪器在目标主轴坐标系中的初始位置和初始速度为:

$$\rho_0 = [2.5 \quad 1.5 \quad 2] \text{ m}$$

$$\dot{\rho}_0 = [1 \quad 1 \quad -0.5] \text{ m/s}$$

标称位置和速度为:

$$\rho_d = [1 \quad 1 \quad 1] \text{ m}$$

$$\dot{\rho}_d = [0 \quad 0 \quad 0] \text{ m/s}$$

由于实际推进系统推力有限,假定追踪航天器三轴能产生的最大加速度为 $0.25\ \text{m/s}^2$ 。式(28)为位置精度要求,式(29)为速度精度要求。

$$\sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2} \leq 0.05\ \text{m} \quad (28)$$

$$\sqrt{\Delta \dot{x}^2 + \Delta \dot{y}^2 + \Delta \dot{z}^2} \leq 0.1\ \text{m/s} \quad (29)$$

仿真结果如图 6 ~ 11 所示。图 6 为失控翻滚

目标的欧拉角变化曲线,进动角在 180° 范围内呈周期性变化,变化较快,周期较短;章动角变化较小,周期较长;自转角在 360° 范围内呈周期性变化,变化较缓慢,周期较长。图 7 为失控翻滚目标的欧拉角速度变化曲线,三个欧拉角的角速度均呈周期性变化。进动角速度最快,最大达到 $0.9393^\circ/\text{s}$;自转角速度次之,最大达到 $0.4434^\circ/\text{s}$;章动角速度最小,最大值为 $0.0546^\circ/\text{s}$ 。图 8 为欧拉角加速度变化曲线,三个欧拉角的角加速度均呈周期性变化。章动角加速度最小,在 $0^\circ/\text{s}^2$ 附近变化,变化极小;进动角加速度在最大,在 $0.6756^\circ/\text{s}^2$ 附近变化,变化极小;自转角加速度变化较明显,最大值为 $0.4436^\circ/\text{s}^2$,最小值为 $0.4039^\circ/\text{s}^2$ 。

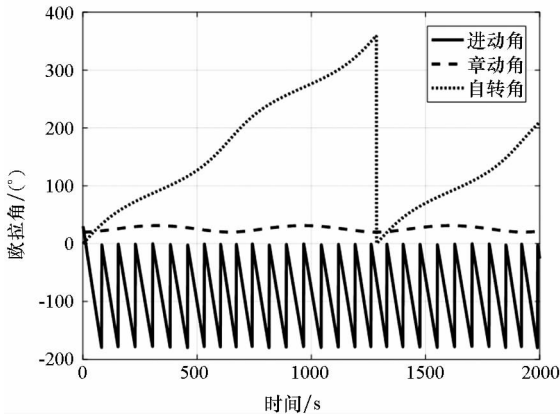


图 6 欧拉角随时间变化
Fig. 6 Euler angle versus time

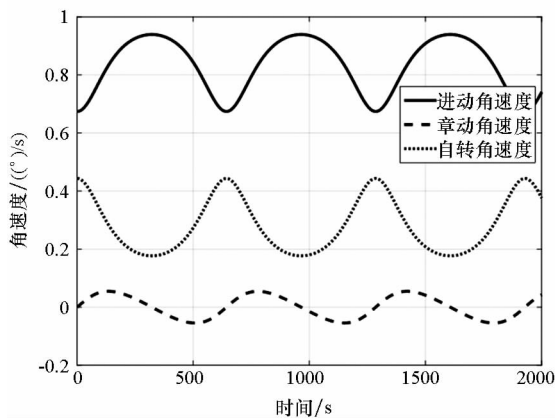


图 7 欧拉角速度随时间变化
Fig. 7 Euler angle velocity versus time

图 9 为目标主轴坐标系下,追踪器当前位置与标称位置之间的偏差。初始时刻,三个方向位置偏差较大。在模糊控制器作用下,经过 38 s 的时间,追踪器逐渐到达标称位置,位置偏差接近于 0,并保持在这个位置不变,满足式(28)的位置精度要求,实现了悬停任务。

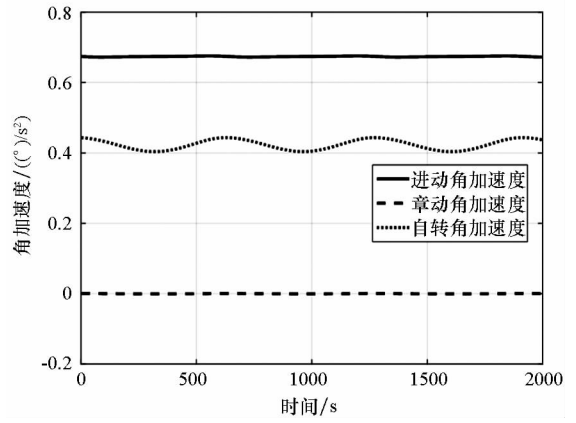


图 8 欧拉角加速度随时间变化
Fig. 8 Euler angle acceleration versus time

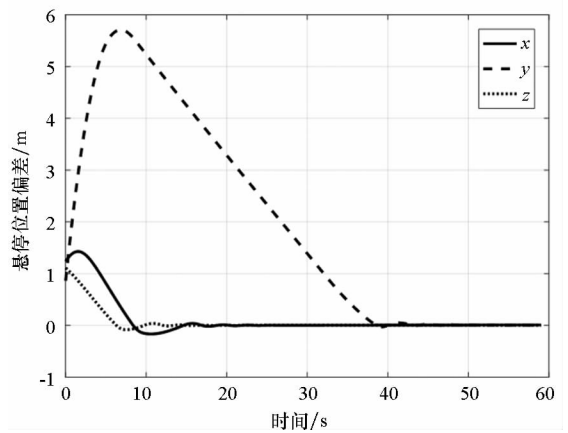


图 9 悬停位置偏差随时间变化
Fig. 9 Hovering position deviation versus time

图 10 为目标主轴坐标系下追踪器的速度偏差变化曲线。初始时刻,三个方向速度偏差较大。在模糊控制器作用下,速度偏差小于 0.1 m/s ,满足式(29)的位置精度要求。

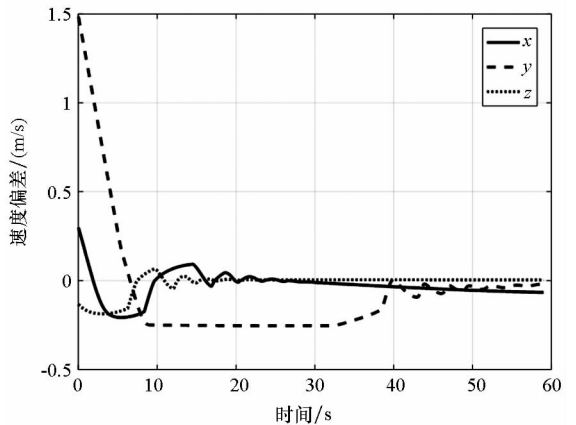


图 10 速度偏差随时间变化
Fig. 10 Velocity deviation versus time

图 11 为追踪航天器悬停控制加速度的变化曲线。由于初始时刻位置偏差和速度偏差均较

大,所以初始时刻的悬停控制加速度较大,但最大值均小于 0.25 m/s^2 。随着追踪器与标称悬停位置的相对距离逐渐减小,追踪器的控制加速度也呈震荡减小的趋势。当到达标称悬停位置后,追踪器只需很小的控制加速度就可对翻滚目标进行有效悬停。 x 方向和 z 方向的控制加速度趋向于 0,而 y 方向的控制加速度呈周期性变化。但由于失控翻滚目标存在欧拉角加速,所以标称悬停位置也存在周期性的加速度, y 方向周期性变化的这个控制加速度就是为了克服它的影响。

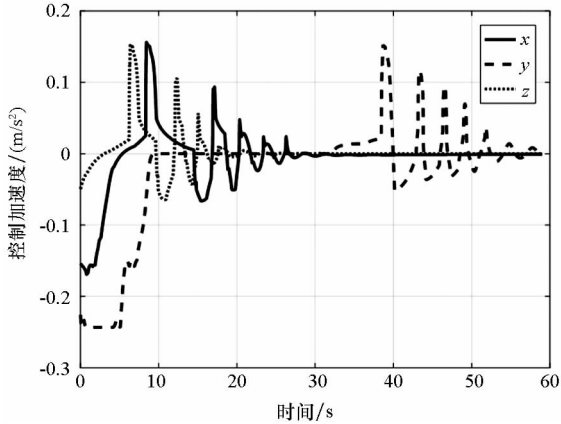


图 11 控制加速度随时间变化

Fig. 11 Control acceleration versus time

5 结论

针对失控翻滚目标的悬停问题,分析了失控翻滚目标的姿态运动特性,设计了追踪航天器相对于目标航天器在任意位置悬停的 Mamdani 型模糊控制器。将悬停问题解耦为三个通道的二维模糊控制问题并确定相应的子集、隶属函数以及控制规则表,采用面积中心法解模糊化。进行了仿真,结果表明,该模糊控制器能较快地使追踪航天器到达标称位置。悬停位置、悬停速度均稳定在标称状态允许的误差内,达到了理想的控制效果。该控制器表现出很好的适应性,具有较好的动态跟踪性能。

参考文献 (References)

[1] 何俊辰. 相对旋转目标悬停和绕飞的动力学与控制[D]. 长沙:国防科技大学,2012.
HE Junchen. Dynamics and control of hovering and flyover to rotating target[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)

[2] Bellerose J, Miotto P, Singh L, et al. Payload use, close proximity operations and guidance, navigation and control at near earth asteroids[C]//Proceedings of 36th Annual AAS Guidance and Control Conference, 2013.

[3] 刘将辉,李海阳. 对失控翻滚目标逼近的增广比例导引律控制[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(10): 2311-2316.
LIU Jianghui, LI Haiyang. Augmented proportional navigation control for approach to uncontrolled tumbling satellite[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(10): 2311-2316. (in Chinese)

[4] Gaudet B, Furfaro R. Robust spacecraft hovering near small bodies in environments with unknown dynamics using reinforcement learning[C]//Proceedings of AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2012: AIAA 2012-5072.

[5] Scheeres D J. Controlled hovering motion at an asteroid[M]. Germany: Springer, 2012: 243-254.

[6] Dang Z H, Wang Z K, Zhang Y L. Modeling and analysis of relative hovering control for spacecraft[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2014, 37(4): 1091-1102.

[7] 饶殷睿,韩潮,殷建丰. 航天器悬停构型设计与控制方法[J]. 航空学报, 2015, 36(7): 2361-2371.
RAO Yinrui, HAN Chao, YIN Jianfeng. Method of spacecraft hovering formation design and control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(7): 2361-2371. (in Chinese)

[8] Zeng X Y, Gong S P, Li J F, et al. Hovering flight over elongated asteroids by using solar sails[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2015, 2(1): 48-52.

[9] Zeng X Y, Gong S P, Li J F, et al. Solar sail body-fixed hovering over elongated asteroids[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2016, 39(6): 1223-1231.

[10] Zhao J S, Sheng Y Z, Zeng X Y, et al. Finite-time control based on the time-varying sliding mode for spacecraft body-fixed hovering over an asteroid[C]//Proceedings of Chinese Control Conference, 2017: 3781-3786.

[11] Morrow E M. Solar sail orbit operations[D]. USA: University of California, 2002.

[12] Sawai S, Sheeres D J, Broschart S B. Control of hovering spacecraft using altimetry[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(4): 786-795.

[13] Wie B. Hovering control of a solar sail gravity tractor spacecraft for asteroid deflection[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2007, 127: 1-20.

[14] Broschart S B. Close proximity spacecraft maneuvers near irregularly shaped small-bodies: hovering, translation, and descent[D]. USA: University of Michigan, 2006.

[15] Broschart S B, Sheeres D J. Boundedness of spacecraft hovering under dead-band control in time-invariant systems[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(2): 601-610.

[16] Broschart S B, Sheeres D J. Lyapunov stability of hovering spacecraft in time-invariant systems[C]//Proceedings of 15th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, 2005.

[17] Lee D, Sanyal A K, Butcher E A, et al. Spacecraft hovering control for body-fixed hovering over a uniformly rotating asteroid using geometric mechanics[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2014, 150: 1757-1773.

- [18] Lee D, Vukovich G. Adaptive sliding mode control for spacecraft body-fixed hovering in the proximity of an asteroid[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 46: 471–483.
- [19] Lee D, Sanyal A K, Butcher E A, et al. Finite-time control for spacecraft body-fixed hovering over an asteroid[J]. *IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems*, 2015, 51(1): 506–520.
- [20] 林来兴, 黎康. 卫星对空间目标悬停的轨道动力学与控制方法研究[J]. *中国空间科学技术*, 2008, 28(1): 9–12.
LIN Laixing, LI Kang. Orbit dynamics and control of satellites hovering over space target [J]. *Chinese Space Science & Technology*, 2008, 28(1): 9–12. (in Chinese)
- [21] 王功波, 孟云鹤, 郑伟, 等. 基于轨道动力学的椭圆轨道悬停方法[J]. *宇航学报*, 2010, 31(6): 1527–1532.
WANG Gongbo, MENG Yunhe, ZHENG Wei, et al. An orbit dynamics-based elliptical orbit hovering method [J]. *Journal of Astronautic*, 2010, 31(6): 1527–1532. (in Chinese)
- [22] 王功波, 郑伟, 孟云鹤, 等. 相对非圆轨道的悬停控制方法研究 [J]. *中国科学: 技术科学*, 2011, 4(11): 1505–1511.
WANG Gongbo, ZHENG Wei, MENG Yunhe, et al. Research on hovering control scheme to non-circular orbit[J]. *Scientia Sinica: Technologica*, 2011, 4(11): 1505–1511. (in Chinese)
- [23] 阎野, 朱亚文. 非圆轨道卫星实现共面悬停的方法[J]. *中国空间科学技术*, 2010, 30(2): 42–48.
YAN Ye, ZHU Yawen. Coplanar hovering method over space target on non-circular orbit [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2010, 30(2): 42–48. (in Chinese)
- [24] 闫野. 卫星相对空间目标任意位置悬停的方法研究[J]. *中国空间科学技术*, 2009, 29(1): 1–5.
YAN Ye. Study of hovering method at any selected position to space target [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2009, 29(1): 1–5. (in Chinese)
- [25] Singla P, Subbarao K, Junkins J L. Adaptive output feedback control for spacecraft rendezvous and docking under measurement uncertainty [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(4): 892–902.
- [26] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2001.
TU Shancheng. Attitude dynamics and control of satellite[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2001. (in Chinese)
- [27] 李士勇. 模糊控制[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2011.
LI Shiyong. Fuzzy control[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2011. (in Chinese)