

基于模糊控制的深空探测器不确定 姿态控制方法设计*

杜宇¹ 金士博² 杨东来³ 黄行蓉^{2,4}

1(北京空间飞行器总体设计部 北京 100094)

2(北京航空航天大学中法工程师学院/国际通用工程学院 北京 100191)

3(上海交通大学机械与动力工程学院 上海 200240)

4(北京航空航天大学航空发动机研究院 北京 100191)

摘要 在空间探测任务中,探测器的姿态控制是保证各项任务完成的基础,虽然探测器的着陆控制技术已日趋成熟,但地外起飞阶段的姿态控制研究还相对较少.本文设计了一种适用于深空探测器在外星不确定性环境下起飞时的模糊控制器,通过对姿态角与角速度进行分档模糊化处理降低计算量;建立将姿态角和角速度映射到输出力矩的模糊控制规则;根据模糊规则输出的模糊量,通过去模糊化得到控制器的开关状态输出,实现对探测器姿态的快速有效控制.利用数值仿真测试了控制器的控制效果,以及在起飞初始姿态和发动机安装存在偏差时的鲁棒性,在ADAMS环境下对探测器起飞过程进行物理仿真.结果表明,相比于经典PD控制方法在实际模型与理想模型有差别时导致的控制发散,该控制器在参数不确定下具有更强的鲁棒性,满足了深空探测器自主起飞时对姿态控制的需求.

关键词 探测器起飞, 模糊控制, 参数不确定, 姿态控制

中图分类号 V57

Design of Uncertain Attitude Control Method for Deep Space Probe Based on Fuzzy Control

DU Yu¹ JIN Shibo² YANG Donglai³ HUANG Xingrong^{2,4}

1(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094)

2(Sino-French Engineer School/School of General Engineering, Beihang University, Beijing 100191)

3(School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240)

4(Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191)

* 国家自然科学基金项目(52105083, 52175071), 航空发动机及燃气轮机基础科学中心国际合作项目(P2022-C-III-001-001)和先进航空动力创新工作站项目共同资助(HK CX2020-02-016)

2023-11-13 收到原稿, 2023-12-27 收到修定稿

©The Author(s) 2024. This is an open access article under the CC-BY 4.0 License
(<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

Abstract In space exploration missions, attitude control is the basis to ensure the completion of various tasks, especially in the take-off and landing stage plays a key role. Although the landing control technology of the spacecraft is becoming more and more mature, the attitude control of the extraterrestrial take-off stage is still less studied. In this paper, a fuzzy controller is designed for the launch of a deep space probe in the alien uncertain environment. Firstly, the detector model used in this paper is summarized, and the attitude description method and corresponding kinematic equation are given. Then, according to the fuzzy control principle, the fuzzy control rules which map the attitude Angle and angular velocity to the output torque are established. Finally, the fuzzy attitude Angle and angular velocity are taken as the input, and the corresponding fuzzy output is obtained according to the fuzzy rule, and the switch state output of the controller engine is obtained by deblurring, so as to realize the fast and effective control of the detector attitude. Then, numerical simulation was used to test the control effect of the controller and its robustness when there is a deviation between the initial attitude and the engine installation. Finally, physical simulation of the probe take-off process was carried out in ADAMS environment combined with Simulink module. According to the above analysis and simulation, the results show that compared with the control divergence caused by the classical PD control method when the actual model is different from the ideal model, the controller has stronger robustness under parameter uncertainty, and meets the demand for attitude control during the autonomous take-off of deep space probes. This study provides an effective fuzzy control scheme for extraterrestrial liftoff, which provides a theoretical and methodological basis for further research.

Key words Probe take-off, Fuzzy control, Uncertainty, Attitude control

0 引言

深空探测是人类进一步了解宇宙、获取更多科学认识,开发与利用空间资源的重要手段,随着空间探测技术的逐渐发展,各国对该方面的重视程度也逐渐提高^[1].以月球为例,60多年来国际上已经进行了上百次的探测活动,探测任务也变得多样与复杂^[2].以采样任务为例,探测器在其他星球表面着陆并完成任务后,需要起飞进行返航,或受地形或其他因素的影响,需要再次起飞与降落来调整自身的位置与姿态.在起飞过程中,飞行器的姿态控制是保证其顺利起飞与入轨的关键^[3].此外,由于与地球距离较远,着陆星球环境不确定性大,对姿态控制方法的自主性、稳定性与鲁棒性要求较高^[4].例如Chen等^[5]提出了一种基于期望状态的规划修复方法,在探测器受到影响时,通过将规划问题转化为路径搜索问题,使其能自主从规划失败中恢复执行.Wang等^[6]应用一种结合自注意力机制的多任务深度强化学习方法,通过训练学习应对不确定环境下的运动规划.而对于输出力矩由固定的姿控发动机提供的探测器而言,其姿控发动机不具有调节推力大小与方向的功能,只能控制其开关.现在常用的PD控制器需要对输出力矩进行调制,

计算量较大,限制了探测器控制的实时性,且对于存在参数误差的情况,预先调整的控制器参数无法达到预期的控制效果^[7].

姿态控制是整个地外探测过程中保证探测器安全完成任务的重要部分,探测器在着陆过程中对于着陆的精度需求较高,可能需要在降落前多次对姿态进行微调,因此对使用的姿态控制方法精度有更高需求.与探测器的着陆过程不同,在地外起飞阶段,姿态控制方法主要关注的是克服起飞环境的不确定性,例如起飞坡度的不确定,或者周围是否有障碍等,因此对于可靠性的要求更高.现有实现在地外星球起飞返回的探测器使用的姿态控制方法案例较少,仅有苏联的Luna系列探测器、阿波罗系列探测器与嫦娥五号探测器.阿波罗计划采用的是一种时间最优控制方法,希望探测器能以最快的速度达到控制目标,在姿态角、姿态角速度与姿态角加速度均可测的情况下,建立时间最优反馈控制律^[8].嫦娥五号使用的姿态控制是根据当前姿态与目标姿态间的角度偏差与角速度偏差,将相平面分为限制角速度控制区、标称角速度控制区与角度控制区.对处于限制角速度控制区的状态,实施反向喷气,将角速度控制进入标称角速度控制区与角度控制区中,避免因上升器角速度过大造

成探测器损坏; 对处于角速度控制区的状态, 使用以控制角速度为目标的 PI 控制, 使探测器进入角度控制区; 对处于角度控制区的状态, 使用 PID 控制使角度与角速度偏差均趋于零^[9,10]. 上述方法中阿波罗号使用的控制方法由于受当时计算机算力限制, 采样频率较低, 导致控制律存在最终稳态误差较大的问题, 只能依靠减小增益, 牺牲控制器性能来减小误差. 而嫦娥五号使用的方法需要快速根据传感器信息分区后再进行控制, 对算力与硬件的要求较高, 较为复杂.

航天器姿态控制方法随着多年的发展, 在稳定性与鲁棒性上都在不断地改进, 可以根据底层方法的不同分为 4 种, 即时间最优控制算法, 自适应控制方法, PD 控制方法和鲁棒控制理论. 时间最优控制算法是基于最优控制理论控制航天器姿态的常见方法. 有限时域角动量最优控制存在输入的高增益问题, 可以通过一类存在物理意义的惩罚函数, 设计出非线性最优控制器来解决^[11]. Liang 等^[12] 结合鲁棒 H_∞ 方法求解 Hamilton-Jacobi 方程的解, 设计出了姿态跟踪器的最优控制律, 利用这类方法的稳定性优势解决了无穷时域最优控制问题的控制器性能指标问题. Sun 等^[13] 采用修正罗德里格参数对航天器的姿态跟踪问题进行描述, 设计出基于双曲正切函数且具有较强鲁棒性的非线性控制器, 保证闭环系统角速度误差渐近趋于零, 且姿态误差收敛到事先给定的原点小邻域内. 最优控制方法一般需要对系统进行较为精确地建模, 因此对于参数存在不确定的探测器, 其效果也会大打折扣. 自适应控制方法可以对系统中不确定性进行处理, 但是无法控制未建模的动态系统, 鲁棒性也较差, 通过与其他鲁棒控制结合的方式, 可以有效地增强自适应控制的鲁棒性, 同时弥补其他鲁棒控制保守性的缺点. Zou 等^[14] 将 Chebyshev 神经网络与自适应控制相结合, 设计出了自适应输出反馈控制方法. Guan 等^[15] 将自适应控制与模糊控制结合, 得到了自适应模糊逼近器等效逼近控制器. 自适应控制方法的控制器较为复杂, 在算力受限情况下的应用还有待研究. PD 控制方法是经典控制理论中被广泛认知且已得到实际应用的控制方法, 针对航天器姿态控制系统的闭环稳定性, 结合 PD 控制方法和姿态机动控制提出了基于四元数的 PD 控制律, 该控制律将航天器姿态控制系统的角速度信息及姿态角结合成合成力矩作为闭环系统的反馈项, 确保了闭环系统的稳定性^[16]. 为

了解决该方法无法直接获取四元数矢量的问题, Seo 等^[17] 设计了姿态控制系统的观测器, 使用观测器来获取所需的四元数矢量, PD 控制的优势在于控制器简单, 但是其参数调节同样依赖模型, 因此对存在参数不确定的探测器, 所设计的控制器可能效果不佳甚至发散; 鲁棒控制理论在鲁棒性上具有优势, 在鲁棒控制理论中, 最为常用的是 H_2/H_∞ 控制. 根据 H_∞ 互质分解法设计姿态控制器是一种常用的方法, 该方法将闭环回路成型 H_∞ 设计加入航天器姿态控制中, 但是得到的控制器阶数较高, 需要进行降阶. 利用这种方法设计的姿态控制系统具有较强的稳定性, 且具有快速跟踪响应能力, 但是目前研究仍然比较有限, 并且一般仅考虑无参数不确定性的情况^[18].

通过对已经获得成功的探测器姿态控制方法的分析, 以及用于航天器的 4 种姿态控制方法的研究, 对于深空探测器这种需要应对复杂环境带来大量不确定参数的对象, 现存的主流方法在鲁棒性上有很大不足. 此外为了降低复杂度, 深空探测器的姿态控制是通过固定的姿态控制发动机实现, 这些发动机一般具有固定的推力, 无法改变推力的方向和大小, 仅能控制发动机开关. 对于使用这类发动机的探测器, 现有的控制方法需要增加控制器输出的控制力矩与各姿态控制发动机开关的过程, 该调制过程进一步地增大了姿态控制所需的计算量. 对于这种情况, 模糊控制作为一种基于规则的控制, 具有控制机理和策略易于接受和理解、设计简单、便于应用的优势, 得益于其参数具有明确的物理意义, 参数的调节更为方便. 此外模糊控制器并不依赖于精确的数学模型, 因此对于探测器这种具有不确定性的系统依然能够适用. 孙多青提出了一种自适应模糊容错控制方法, 对一种月球探测车的运动控制进行仿真, 结果验证了模糊控制对于深空探测器的运动有足够的控制精度^[19].

为了解决深空探测器在参数不确定条件下的姿态控制问题, 同时减少调制过程带来的计算量, 本文以使用固定发动机开关进行姿态控制的探测器为例, 设计了一种基于模糊控制的姿态控制器, 对探测器的姿态角进行反馈控制, 并且根据一种探测器的结构与数据, 从简化模型到复杂模型进行仿真测试, 并模拟地外环境, 在起飞坡度等敏感参数不确定情况下使用该控制器测试姿态控制效果, 分析结果来验证控制器的可靠性以及对鲁棒性的提升效果.

1 探测器模型描述与分析

探测器上安装有姿控发动机与轨控发动机, 轨控发动机位于探测器底部中心位置, 姿控发动机支架安装在探测器侧板位置. 对于一个探测器模型, 在起飞过程中姿态控制影响较大的有: 轨控发动机推力 F_s , 姿控发动机推力 F_M , 再启动时间间隔 δ_i , 探测器质量 M , 以及三个轴向的转动惯量 I_x, I_y, I_z . 在建立探测器的运动方程前, 首先需要明确参考系. 在探测器运动方程的建立过程中, 需要用到一个固定坐标系 (惯性坐标系) 和一个随体坐标系. 固定坐标系选择发射点重力惯性坐标系 $Oxyz$, 其中重力方向沿 Ox 轴向下; 随体坐标系原点为探测器的质心 O_1 , O_1x_1 沿探测器纵轴指向前, O_1y_1 轴与 O_1x_1 轴垂直并在探测器纵向对称面内向上, O_1z_1 轴由右手法则确定. 假定探测器为一个刚体, 可以建立如下探测器动量守恒方程和动量矩守恒方程:

$$\begin{cases} m\ddot{x}' = \Sigma(F_x) - mg, \\ m\ddot{y}' = \Sigma(F_y), \\ m\ddot{z}' = \Sigma(F_z), \\ I_{x_1}\ddot{\theta}_{x_1} - (I_{y_1} - I_{z_1})\dot{\theta}_{y_1}\dot{\theta}_{z_1} = \Sigma(M_{x_1}), \\ I_{y_1}\ddot{\theta}_{y_1} - (I_{z_1} - I_{x_1})\dot{\theta}_{z_1}\dot{\theta}_{x_1} = \Sigma(M_{y_1}), \\ I_{z_1}\ddot{\theta}_{z_1} - (I_{x_1} - I_{y_1})\dot{\theta}_{x_1}\dot{\theta}_{y_1} = \Sigma(M_{z_1}). \end{cases} \quad (1)$$

式中, 前三个方程为动量守恒方程, 后三个方程为动量矩守恒方程; x', y', z' 分别为重力惯性坐标系 $Oxyz$ 的坐标, 重力方向沿 Ox 方向向下; x'_1, y'_1, z'_1 分别为随体坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 下的坐标; $\dot{\theta}_{x_1}, \dot{\theta}_{y_1}, \dot{\theta}_{z_1}$ 分别为探测器绕 O_1x_1 轴、 O_1y_1 轴和 O_1z_1 轴的角速度; $I_{x_1}, I_{y_1}, I_{z_1}$ 分别为探测器绕 O_1x_1 轴、 O_1y_1 轴和 O_1z_1 轴的转动惯量; $\Sigma(M_{x_1}), \Sigma(M_{y_1}), \Sigma(M_{z_1})$ 分别表示绕 O_1x_1 轴、 O_1y_1 轴、 O_1z_1 轴的合力矩, 包括轨控发动机力矩和姿控发动机力矩.

为了实现通过一组角度描述探测器相对于惯性坐标系的姿态, 需要引入欧拉角. 如图 1 所示, 将原点平移到 O_1 点的惯性坐标系 O_1xyz 绕 O_1z 轴旋转得俯仰角 ϕ , 即探测器纵轴 O_1x_1 在 xO_1y 平面上投影与 O_1x 的夹角; 然后绕 O_1y 轴的新位置 O_1y_a 旋转得到偏航角 ψ , 即 O_1x_1 与 xO_1y 平面的夹角; 最后绕 O_1x_1 轴旋转得到滚转角 γ , 即 O_1z_1 轴与 x_1O_1z 平面的夹角. 下文使用的欧拉角均按该顺序旋转.

随体坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 在惯性坐标系 O_1xyz 中的

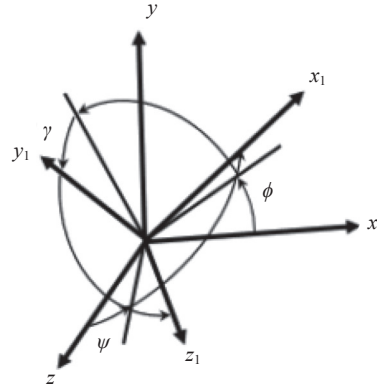


图 1 ϕ, ψ, γ 角的定义

Fig. 1 Definition of angle ϕ, ψ, γ

位置说明了探测器在惯性空间内的姿态, 所以三个欧拉角 ϕ, ψ, γ 就是探测器的三个姿态角. 从惯性坐标系 $Oxyz$ 到箭体坐标系 $O_1x_1y_1z_1$, 定义 zyx 转动欧拉角, 则可以得俯仰角 ϕ , 偏航角 ψ 和滚转角 γ . 两坐标系的关系可以表示为

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = [A] \begin{bmatrix} x'_1 \\ y'_1 \\ z'_1 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

其中,

$$[A] = \begin{bmatrix} \cos\phi\cos\psi & -\sin\phi\cos\gamma + \cos\phi\sin\psi\sin\gamma & \sin\phi\cos\psi \\ \sin\phi\cos\psi & \cos\phi\cos\gamma + \sin\phi\sin\psi\sin\gamma & \cos\phi\sin\psi \\ -\sin\psi & \cos\psi\sin\gamma & \cos\psi\cos\gamma \end{bmatrix}.$$

姿态角角速度和探测器的绕轴角速度关系为

$$\begin{cases} \dot{\theta}_{x_1} = \dot{\gamma} - \dot{\phi}\sin\psi, \\ \dot{\theta}_{y_1} = \dot{\psi}\cos\gamma + \dot{\phi}\cos\psi\sin\gamma, \\ \dot{\theta}_{z_1} = \dot{\phi}\cos\psi\cos\gamma - \dot{\psi}\sin\gamma. \end{cases} \quad (3)$$

利用探测器姿态角的定义, 则可以将探测器在随体坐标系下的受力 f_i 转化为惯性坐标系下的受力有

$$\Sigma F_i = [A] \Sigma f_i. \quad (4)$$

由此, 令 $P = [x' \ y' \ z']^T$ 为探测器的坐标, 探测器的受力方程可以写为

$$m\ddot{P} = [A] \Sigma f_i. \quad (5)$$

探测器的姿态角和绕轴角加速度方程则保持不变, 姿态角的计算可以由姿态角角速度和绕轴角速度关系得到

$$\begin{cases} \dot{\phi} = \frac{\sin(\gamma)}{\cos(\psi)} \dot{\theta}_{y_1} + \frac{\cos(\gamma)}{\sin(\psi)} \dot{\theta}_{z_1}, \\ \dot{\psi} = \cos(\gamma) \dot{\theta}_{y_1} - \sin(\gamma) \dot{\theta}_{z_1}, \\ \dot{\gamma} = \dot{\theta}_{x_1} + \tan(\psi) \sin(\gamma) \dot{\theta}_{y_1} + \tan(\psi) \cos(\gamma) \dot{\theta}_{z_1}. \end{cases} \quad (6)$$

探测器绕轴角加速度的关系由如下动量矩守恒方程确定:

$$\begin{cases} \Sigma(M_{x_1}) = \frac{dL_{x_1}}{dt} = \frac{dI_{x_1}\omega_{x_1}}{dt}, \\ \Sigma(M_{y_1}) = \frac{dL_{y_1}}{dt} = \frac{dI_{y_1}\omega_{y_1}}{dt}, \\ \Sigma(M_{z_1}) = \frac{dL_{z_1}}{dt} = \frac{dI_{z_1}\omega_{z_1}}{dt}. \end{cases} \quad (7)$$

由此即可得到 9 维的微分方程组, 用以描述探测器的飞行状态.

2 模糊控制器设计的具体过程

模糊控制器的设计过程为: 通过对输入输出量的模糊化, 将控制器的输入与输出转换到模糊论域, 设计一种模糊控制规则, 将姿态角度误差与角速度的模糊量与输出力矩的模糊量互相对应, 通过姿控发动机输出量的清晰化, 完成对探测器的姿态控制.

2.1 模糊控制律设计

模糊控制律的设计主要需要考虑探测器的姿态角 ϕ , ψ 和 γ 以及绕轴角速度 $\dot{\theta}_{x_1}$, $\dot{\theta}_{y_1}$, $\dot{\theta}_{z_1}$. 其中角度误差和角速度共同确定对各姿控发动机的开关控制, 同时为了避免传感器饱和问题, 需要利用角速度对力矩调制方法进行修正. 控制律的设计主要分为三个部分: (1) 基于分档模糊集法的输入量与输出量的模糊化; (2) 模糊规则的制定, 确定输入模糊量与输出模糊量的逻辑关系; (3) 输出量清晰化, 确定根据模糊控制规则得到的模糊量对应的姿控发动机开关状态. 该模糊控制器结构如图 2 所示.

2.2 控制器输入输出量的模糊化

为了最大程度降低控制律的计算量, 输入量与输出量的模糊化均采用分档模糊集法进行. 分档模糊集法将模糊集合论域上的精确量分成若干档, 每一档对应一个模糊集合, 这种模糊化方法只需要进行逻辑判断而无需进行过多的计算.

考虑探测器姿控发动机同时最多开启两个, 则可以将各轴的控制输出力矩 $M_c = [M_z \ M_y \ M_x]^T$ 的模糊论域分为 2 级, 即 M_z , M_y , M_x 的模糊论域为 $\{-2, -1, 0, 1, 2\}$. 与模糊论域对应的词集为{负大, 负小, 零, 正小, 正大}, 即{NB, NS, ZO, PS, PB}.

记探测器目标姿态为 $\theta_d = [\phi_d \ \psi_d \ \gamma_d]^T$, 当前时间的实际姿态为 $\theta_a = [\phi_a \ \psi_a \ \gamma_a]^T$, 姿态角偏差 $\theta_d - \theta_a = \Delta\theta = [\Delta\phi \ \Delta\psi \ \Delta\gamma]^T$. 将姿态角偏差 θ_{diff} 模糊化时的模糊论域分为 2 级, 即 $\{-2, -1, 0, 1, 2\}$. 与模糊论域对应的词集为{负大, 负小, 零, 正小, 正大}, 即{NB, NS, ZO, PS, PB}. 记角度误差阈值为 θ_{thr} , 可以将姿态角误差 $\Delta\phi$, $\Delta\psi$ 和 $\Delta\gamma$ 按照表 1 进行模糊化.

记探测器目标角速度为 $\omega_d = [0 \ 0 \ 0]^T$, 实际角速度为 $\omega_a = [\dot{\theta}_z \ \dot{\theta}_y \ \dot{\theta}_x]^T$, 则角速度偏差为 $\omega_d - \omega_a = -\omega_a = \Delta\omega = [\Delta\dot{\theta}_z \ \Delta\dot{\theta}_y \ \Delta\dot{\theta}_x]^T$. 将角速度偏差 ω_{diff} 模糊化时的论域分为 3 级, 即 $\{-3, -2, -1, 0, 1, 2, 3\}$. 与模糊论域对应的词集为{负大, 负中, 负小, 零, 正小, 正中, 正大}, 即{NB, NM, NS, ZO, PS, PM, PB}. 记角速度偏差阈值下限为 ω_{inf} , 角速度偏差阈值上限为 ω_{sup} , 均由敏感器饱和转速决定, 可以将姿态角误差 $\Delta\dot{\theta}_z$, $\Delta\dot{\theta}_y$ 和 $\Delta\dot{\theta}_x$ 按照表 2 进行模糊化.

由此即完成了对控制器输入量和输出量模糊论域的转换, 即对输入量和输出量的模糊化.

2.3 模糊控制规则

模糊控制规则是模糊控制器设计的核心, 通常是由具有专业知识的操作人员, 根据操作经验, 总结得

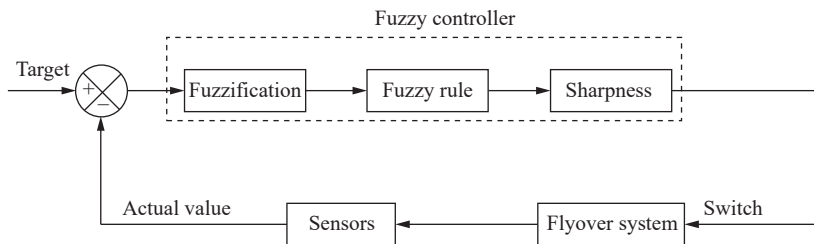


图 2 模糊控制器结构

Fig. 2 Fuzzy controller structure

表 1 姿态角误差 $\Delta\phi, \Delta\psi, \Delta\gamma$ 的模糊化
Table 1 Fuzzy attitude angle error $\Delta\phi, \Delta\psi, \Delta\gamma$

姿态角误差	模糊控制集	论域
$(-\infty, -\theta_{thr}]$	NB	-2
$(-\theta_{thr}, 0)$	NS	-1
0	ZO	0
$(0, \theta_{thr})$	PS	1
$[\theta_{thr}, \infty)$	PB	2

表 2 姿态角速度 $\Delta\dot{\theta}_z, \Delta\dot{\theta}_y, \Delta\dot{\theta}_x$ 的模糊化
Table 2 Fuzzy attitude angular velocity error $\Delta\dot{\theta}_z, \Delta\dot{\theta}_y, \Delta\dot{\theta}_x$

姿态角速度	模糊控制集	论域
$(-\infty, -\omega_{sup}]$	NB	-3
$(-\omega_{sup}, -\omega_{inf}]$	NM	-2
$(-\omega_{inf}, 0)$	NS	-1
0	ZO	0
$(0, \omega_{inf})$	PS	1
$[\omega_{inf}, \omega_{sup})$	PM	2
$[\omega_{sup}, \infty)$	PB	3

出的一种语言表达形式. 对于探测器的控制, 主要需要考虑探测器姿态角误差和姿态角速度误差.

以姿态角偏差为负为例, 当姿态角偏差为负时, 若角速度偏差也为负, 则说明姿态角大于目标, 且有增大趋势, 为尽快消除误差, 则需要输出力矩为负大. 若角速度偏差为正, 则说明姿态角偏差在减小, 当角速度偏差为正小时, 为了更快减小姿态角偏差, 设置输出力矩为负大; 当角速度偏差为正中时, 为尽快减小姿态角误差, 同时为了避免角速度增加过快引起敏感器饱和, 设置输出力矩为负小; 若角速度偏差为正大, 则可能由于角速度过高, 引起敏感器饱和问题, 因此需要设置输出力矩为正小, 保证角速度在敏感器饱和范围内. 同理可以得到其他的控制规则 (见表 3).

根据表 3 的控制规则, 则可以实现对不同姿态角和角速度下, 探测器三轴姿态控制力矩的输出, 再结合表 4 和表 5 对输出力矩的调制, 即可实现对探测器姿态的模糊控制.

2.4 姿控发动机输出量的清晰化

以安装 6 台姿控发动机与 12 台轨控发动机为例开展分析, 假定探测器每次最多同时开启两个姿控发动机, 则可通过 1~8 号姿控发动机控制探测器

表 3 模糊规则控制表
Table 3 Fuzzy rule control table

姿态角误差	角速度误差						
	PB	PM	PS	ZO	NS	NM	NB
PB	PB	PB	PB	PB	PB	PS	NS
PS	B	PB	PB	PB	PS	NS	NS
ZO	PB	PB	PB	ZO	NS	NS	NS
NS	PS	PS	NS	NS	NB	NB	NB
NB	PS	NS	NB	NB	NB	NB	NB

表 4 探测器俯仰与偏航通道姿控发动机组合输出力矩
Table 4 Combined output torque of the attitude control engine of the detector pitch and yaw channel

启动的姿控发动机编号	M_y 论域	M_z 论域
3, 7	NB	NB
4, 7	NB	PS
4, 8	NB	PB
7	NB	NS
3	NS	NS
4	NS	PS
8	NS	PB
3, 6	NS	NB
1, 8	PS	PB
6	PS	NB
2	PS	NS
5	PB	PS
1	PS	PS
2, 6	PB	NB
2, 5	PB	NS
1, 5	PB	PB

的俯仰和偏航, 9~12 号姿控发动机控制探测器的滚转. 由于 1~8 号发动机同时控制滚转和偏航通道, 因此这两个通道需要同时考虑. 选择姿控发动机组合如表 4 所示. 由此即可对任意情况下探测器俯仰、偏航通道的输出力矩进行调制.

滚转通道的控制由 9~11 号姿控发动机实现, 如表 5 所示. 由此即可实现对任意情况下探测器滚转通道的输出力矩进行调制.

3 模糊控制器的仿真实验

通过 MATLAB 仿真软件对上文设计的模糊控

表 5 探测器滚转通道姿控发动机组合输出力矩
Table 5 Detector roll channel attitude control engine combination output torque

启动的姿控发动机编号	M_x 论域
10, 12	NB
12	NS
9	PS
9, 11	PB

制器进行仿真测试, 通过对于控制探测器到达目标姿态的测试, 和对起飞过程中几种不确定参数的测试, 验证了模糊控制器的鲁棒性. 此外对控制器内部参数进行讨论分析, 总结控制器参数调整的一般规律.

3.1 姿控发动机输出量的清晰化

在数值仿真中, 取目标姿态 $\theta_d = [\phi_d \ \psi_d \ \gamma_d]^T = [0.3 \ 0.2 \ 0.1]$ rad, 初始姿态角 $\theta_0 = [\phi_0 \ \psi_0 \ \gamma_0]^T = [0 \ 0 \ 0]^T$ rad. 模糊控制器于轨控发动机点火 15 ms 后启动, 敏感器的姿态角和角速度信息反馈周期为 $T = 128$ ms, 在每个周期内姿控发动机的点火状态维持不变.

假定敏感器对角速度测定的饱和值为 $0.2 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$, 设定 $\omega_{\text{sup}} = 0.15 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$, $\omega_{\text{inf}} = 0.1 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$. 取 $\theta_{\text{thr}} = 0.1$ rad. 探测器姿态角变化的时域曲线如图 3 和图 4 所示.

在图 3 和图 4 中, 俯仰角目标值为 0.3 rad, 偏航角的目标值为 0.2 rad, 滚转角的目标值为 0.1 rad. 根据图 3 和图 4 可以看出, 在模糊控制器的控制下, 探测器的姿态角有往目标姿态角收敛的趋势, 但是会存在超调和振荡. 由于姿控发动机并不能随意调节大小, 并且控制律并不是连续的, 而是以 128 ms 为周期的, 因此振荡现象无法完全消除, 但是可以通过调整控制器参数减小振荡范围. 从图 3 可以看出, 三个姿态角的 60% 上升时间均为 1.5~2 s, 俯仰角的上升速度略慢于偏航角和滚转角. 滚转角的最大超调量最大, 可达 0.08 rad, 俯仰角其次, 超调量约为 0.05 rad, 偏航角超调量最小, 约为 0.03 rad. 从图 4 可以看出, 趋于稳态后, 该模糊控制器的振荡范围远小于目标姿态角 ± 0.05 rad. 探测器的角速度如图 5 所示.

从图 5 可以看出, 该模糊控制器可以保证角速度绝对值的最大值不会超过 $0.2 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$ 的限制, 保证了敏感器不会饱和, 可以测得探测器的角速度和姿态信息. 在 0~3 s 内, 绕 x_1 轴和 y_1 轴的角速度大于绕 z_1 轴

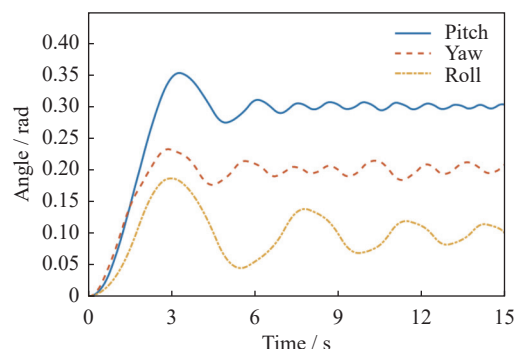


图 3 0~15 s 时探测器姿态角时域曲线
Fig. 3 Time domain curve of detector attitude angle at 0~15 s

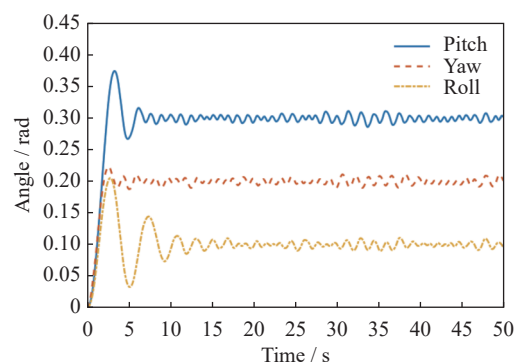


图 4 0~50 s 时探测器姿态角时域曲线
Fig. 4 Time domain curve of detector attitude angle at 0~50 s

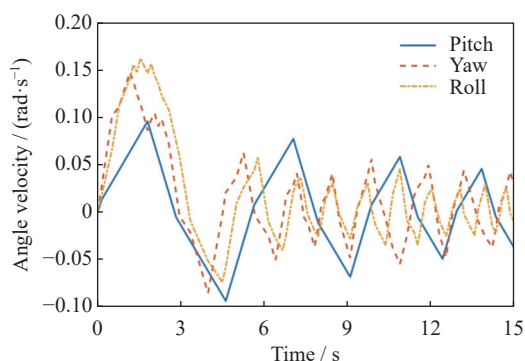


图 5 探测器各轴角速度时域曲线
Fig. 5 Time domain curve of detector angular velocity

的角速度, 因此滚转角和偏航角的上升速度要快于俯仰角.

3.2 鲁棒性检验

将探测器的目标姿态角设为 $\theta_d = [\phi_d \ \psi_d \ \gamma_d]^T = [0.3 \ 0.2 \ 0.1]$ rad, 对探测器最易遭受的两种外部影响进行数值仿真以检测模糊控制的鲁棒性.

3.2.1 初始姿态角的影响

探测器的俯仰与偏航动作是耦合的, 但二者滚转动作是独立的, 因此先考虑初始滚转角对滚转动作的影响, 再分析初始俯仰角与偏航角的影响。

考虑初始滚转角 γ_0 为 $-\pi/2$, $-\pi/4$, $\pi/4$ 和 $\pi/2$ rad 的情况, 如图 6 所示, 探测器的姿态角在 10 s 后均能较好地收敛到目标姿态角。

在滚转角为 $\gamma_0 = 0$ rad, 考虑初始俯仰角 ϕ_0 与初始偏航角 ψ_0 分别为 $-\pi/6$ 和 $\pi/6$ 情况进行验证, 如图 7 所示。

从图 7 可以看出, 探测器在不同的初始俯仰角和偏航角的情况下, 最长经过 6 s 后各个姿态角均接近目标姿态角。与不同初始滚转角的响应相似, 不同初始俯仰角和偏航角下探测器响应速度主要取决于初始姿态与目标姿态的差, 由于探测器角速度受到敏感器饱和的限制, 初始姿态角与目标姿态角差越大, 响应需要的时间就越长。

3.2.2 轨控发动机安装误差

设轨控发动机的安装偏差最大为 1 mm, 安装偏斜最大为 $9'$, 在极端条件, 即发动机的偏差与偏斜均最大时进行仿真, 姿态角与绕轴角速度的时域响应分别如图 8 和图 9 所示。

从图 8 可以看出, 虽然存在外界扰动力矩, 但是扰动力矩相较于姿控发动机的力矩较小, 因此对于模糊控制下探测器的时域响应影响有限。各个姿态角的 60% 上升时间小于 5 s, 并且均能稳定到目标姿态角附近振荡。

从图 9 可以看出, 在扰动情况下, 各轴角速度依然没有超过限制的 $0.2 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$, 因此不会使得敏感器出现饱和, 可以准确测得角速度和姿态角信息。

综上所述, 在大于轨控发动机安装误差带来的扰动 100% 的扰动下, 设计的模糊控制器依然能够准确达到目标姿态角, 并且角速度始终满足要求, 因此可以认为对于由轨控发动机安装误差产生的扰动具有足够的鲁棒性。

4 模糊控制器的 ADAMS 联合仿真验证

通过联合仿真的方式进一步对模糊控制的效果进行验证, 由于不具备在真实环境下测试模糊控制方法的条件, 因此使用 ADAMS 软件对探测器的起飞过程进行仿真, 该软件在航空器仿真方面被广泛使用, 仿真结果较为可靠^[20,21]。

在软件中完成模型的导入与环境的配置, 并将目

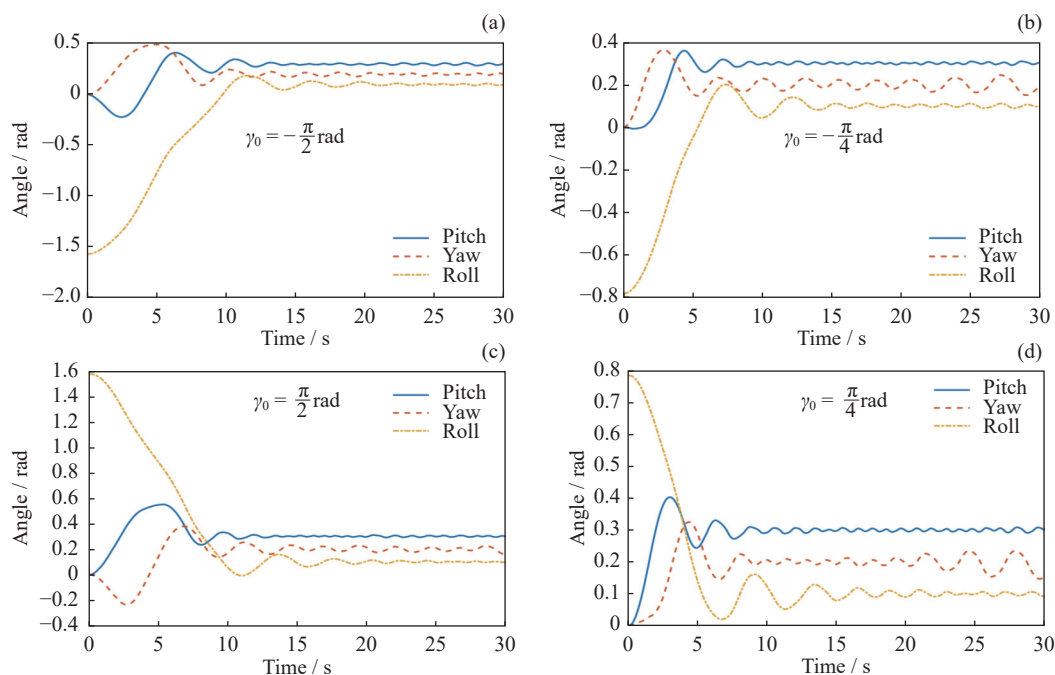


图 6 不同初始滚转角下的姿态控制测试

Fig. 6 Attitude control test under different initial roll angles

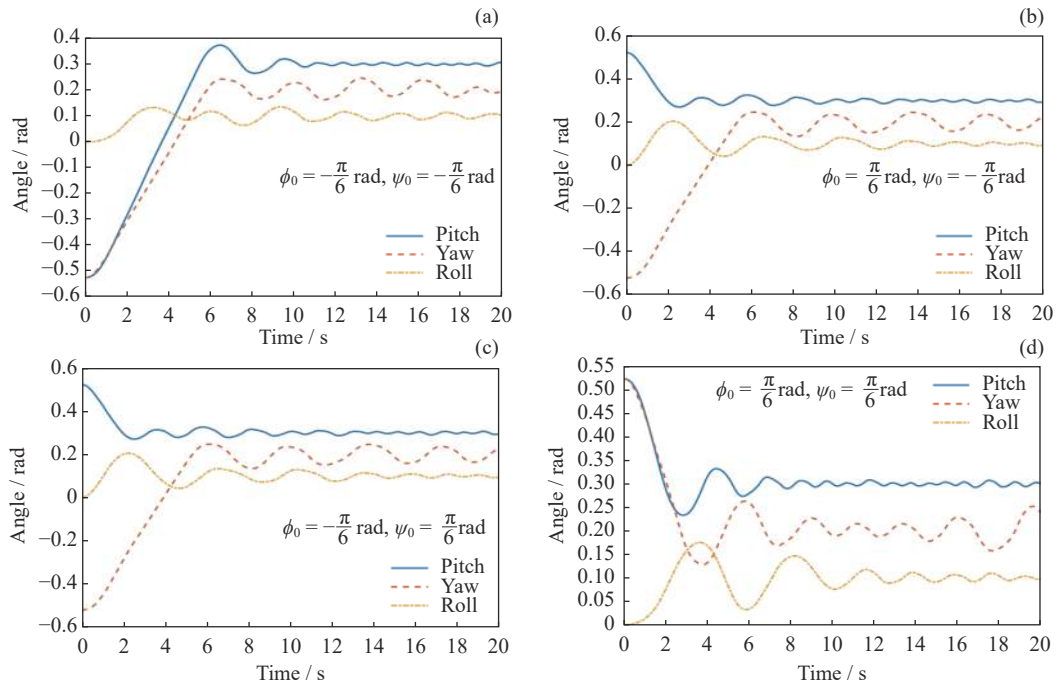


图7 不同初始俯仰角与偏航角下的姿态控制

Fig. 7 Attitude control under different initial pitch angle and yaw angle

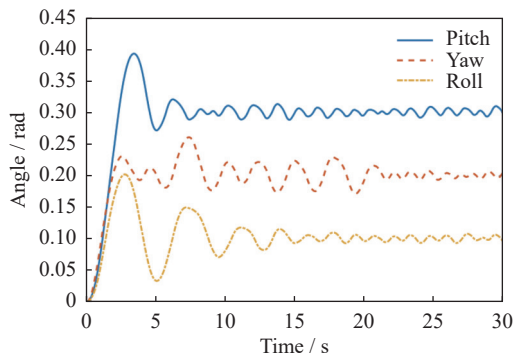


图8 轨控发动机安装误差下进行姿态控制的角度变化

Fig. 8 Angle change of attitude control under the error of orbit control engine installation

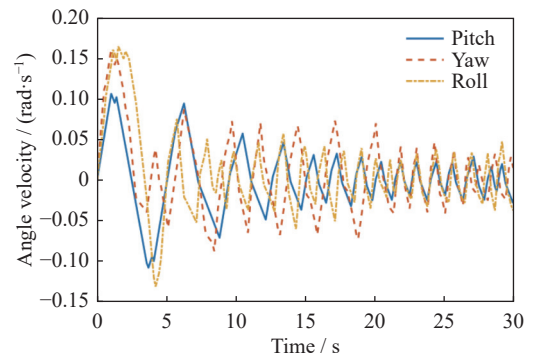


图9 轨控发动机安装误差下进行姿态控制的角速度变化

Fig. 9 Angular velocity change of attitude control under orbit control engine installation error

标姿态与初始姿态均设置为 $[0 \ 0 \ 0]^T \text{rad}$, 即让探测器维持在一个固定的姿态时, 使用模糊控制方法与PD控制方法进行对比, 结果如图10所示。

可以看出模糊控制相比于PD控制, 虽然一直有微小的振动, 但可以将 z 轴向的角度稳定在 $\pm 0.1 \text{ rad}$ 范围内, 效果更好。

再针对控制器已经偏离, 需要调整到另一个确定角度的情况进行仿真, 取目标姿态 $\theta_d = [\phi_d \ \psi_d \ \gamma_d]^T = [0.3 \ 0.2 \ 0.1]^T \text{rad}$, 初始姿态角 $\theta_0 = [\phi_0 \ \psi_0 \ \gamma_0]^T = [0 \ 0 \ 0]^T \text{rad}$. 传感器的姿态角和角速度信息反馈周

期为 $T = 128 \text{ ms}$, 假定敏感器对角速度测定的饱和值为 $0.2 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$, 设定 $\omega_{\text{sup}} = 0.15 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$, $\omega_{\text{inf}} = 0.1 \text{ rad}\cdot\text{s}^{-1}$. 取 $\theta_{\text{thr}} = 0.1 \text{ rad}$. 三个轴向的角度变化如图11所示, 三个轴向的角速度变化如图12所示。

通过图11和图12可以看到经过模糊控制, 在角速度的预设范围内, 探测器最终可以至多在 35 s 内稳定在目标角度 0.03 rad 范围之内. 此外图13给出了以其中两个姿控发动机为例、在模糊控制过程中的开关情况, S1, S2对应图2中FF1与FF2姿控发动机

的开关. 该图说明了姿控发动机能在上文设计的模糊控制规则下进行调整, 完成姿态控制的目标.

作为对比, 使用 PD 控制方法对同一个目标姿态角度 $\theta_d = [\phi_d \ \psi_d \ \gamma_d]^T = [0.3 \ 0.2 \ 0.1] \text{ rad}$ 进行联合仿真测试, 通过图 11 与图 14 两个图的对比, 可以发现 PD 控制在同时对三个方向的角度进行控制时, 会出现控制发散的情况, 而模糊控制方法可以在一定角速度范围内将探测器调整到目标姿态. 此外, 虽然 PD 控制参数可以进一步调整来达到控制效果, 但其对于模型参数较为敏感容易造成控制发散, 在地外环境不确定性较大的前提下, 模糊控制方法能够展现出对模型参数不敏感的优势.

综上, 通过 ADAMS 联合仿真的方法, 对比模糊控制与 PD 控制在调整探测器姿态时的效果, 进一步验证了模糊控制的可靠性.

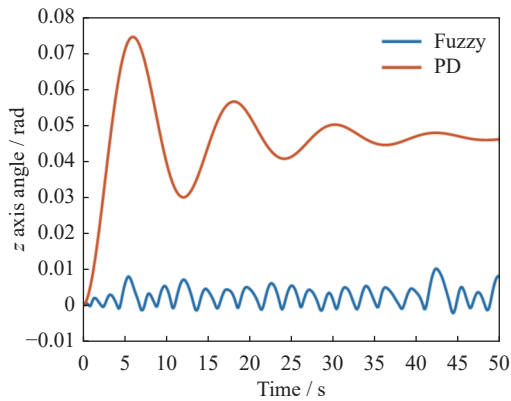


图 10 模糊控制与 PD 控制对比

Fig. 10 Comparison of fuzzy control and PD control

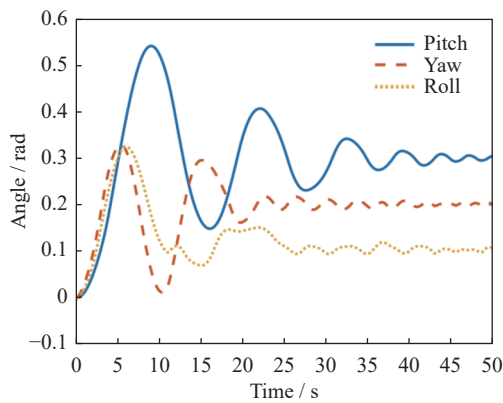


图 11 使用模糊控制调整至目标角度过程的角度变化

Fig. 11 Use fuzzy control to adjust the angle change during the process to the target angle

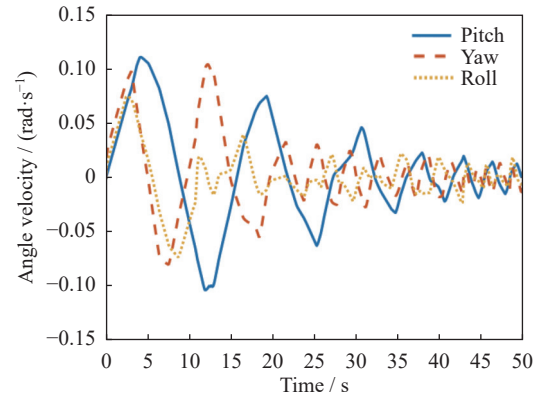


图 12 使用模糊控制调整至目标角度过程的角速度变化

Fig. 12 Use fuzzy control to adjust the angular velocity change during the process to the target angle

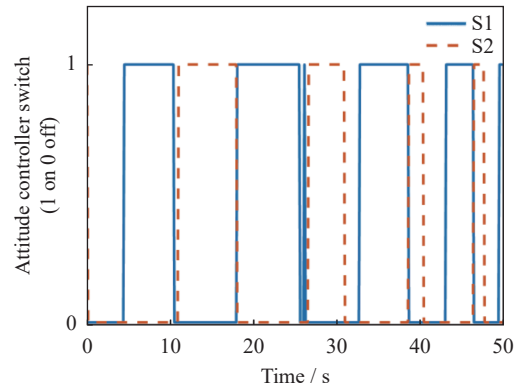


图 13 使用模糊控制时两个姿控发动机的开关情况

Fig. 13 Switching situation of two attitude control engines when fuzzy control is used

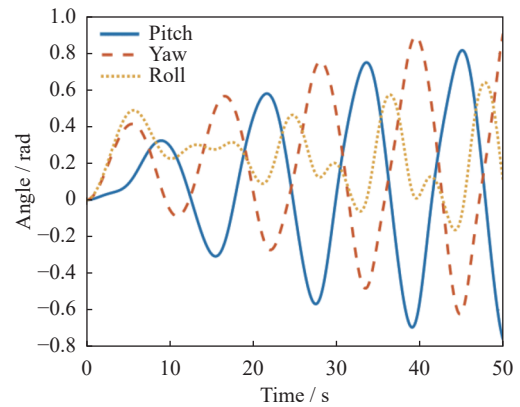


图 14 使用 PD 控制调整至目标角度过程的角度变化

Fig. 14 Use PD control to adjust the angle change during the process to the target angle

5 结论

针对探测器起飞阶段存在参数不确定性的姿态控制问题,应用模糊控制理论设计了一种模糊姿态控制方法.该方法通过模糊化处理输入输出量,在模糊论域内建立了一套将姿态角和角速度映射到输出力矩的模糊控制规则,并通过发动机推力的清晰化输出最终实现对探测器姿态的控制.同时,通过数值仿真全面验证了该模糊控制方法在参数存在不确定性条件下的收敛性、响应速度、控制精度与鲁棒性.仿真结果表明,与传统PD控制相比,所设计的模糊控制器能够稳定地驱动探测器达到目标姿态,为深空探测器自主起飞与姿态控制这一研究较少的领域提供了一种有效的模糊控制方案,为进一步的工程实现奠定了理论和方法基础.

参考文献

- [1] ZHANG Rongqiao, HUANG Jiangchuan, HE Rongwei, *et al.* The development overview of asteroid exploration[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, **6**(5): 417-423,455
- [2] ZHENG Wei, XU Houze, ZHONG Min, *et al.* Progress in international lunar exploration programs[J]. *Progress in Geophysics*, 2012, **27**(6): 2296-2307
- [3] HU Jianguo, SHI Yaozu, ZHAO Yi, *et al.* Study on take-off stability boundaries of lunar detector[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2016, **36**(5): 40-47
- [4] WU Weiren, YU Dengyun. Development of deep space exploration and its future key technologies[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2014, **1**(1): 5-17
- [5] CHEN Chao, XU Rui, LI Zhaoyu, *et al.* Plan repair method of deep space probe based on the expected state sequence[J]. *Journal of Astronautics*, 2021, **42**(11): 1385-1395
- [6] WANG Xin, ZHAO Qingjie, YU Chongchong, *et al.* Path planning method of soft landing for multi-node probe[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, **43**(3): 366-373
- [7] HUANG Wenhui, CAO Dengqing, HAN Zengyao. Advances and trends in dynamics and control of spacecrafts[J]. *Advances in Mechanics*, 2012, **42**(4): 367-394
- [8] WIDNALL W S. The minimum-time thrust-vector control law in the Apollo lunar-module autopilot[J]. *IFAC Proceedings Volumes*, 1970, **3**(1): 136-153
- [9] ZHANG Honghua, GUAN Yifeng, HUANG Xiangyu, *et al.* Guidance navigation and control for Chang'E-3 powered descent[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2014, **44**(4): 377-384
- [10] ZHANG Honghua, LI Ji, YU Ping, *et al.* Guidance navigation and control technology for the lunar ascent vehicle of the Chang'E-5 mission[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2021, **51**(8): 921-937
- [11] TEWARI A. Optimal nonlinear spacecraft attitude control through Hamilton-Jacobi formulation[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2002, **50**(1): 99-112
- [12] LIANG Y W, XU S D, CHU T C, *et al.* Application of VSC reliable design to spacecraft attitude tracking[C]//Proceedings of the 2005, American Control Conference, 2005. Portland: IEEE, 2005
- [13] SUN Liang, HUO Wei. Satellite attitude robust nonlinear stabilization and tracking control with constrained inputs [J]. *Aerospace Control and Application*, 2011, **37**(4): 24-30
- [14] ZOU A M, KUMAR K D, HOU Z G. Quaternion-based adaptive output feedback attitude control of spacecraft using Chebyshev neural networks[J]. *IEEE Transactions on Neural Networks*, 2010, **21**(9): 1457-1471
- [15] GUAN P, LIU X J, LIU J Z. Adaptive fuzzy sliding mode control for flexible satellite[J]. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2005, **18**(4): 451-459
- [16] OH H S, YOON Y D, CHANG Y K, *et al.* Near-eigenaxis rotation control law design for moving-to-rest maneuver[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, **24**(6): 1228-1231
- [17] SEO D, AKELLA M R. Separation property for the rigid-body attitude tracking control problem[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, **30**(6): 1569-1576
- [18] ALIABBASI M, TALEBI H A, KARRARI M. A satellite attitude controller using nonlinear H_∞ approach[C]//Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control, 2002. Las Vegas: IEEE, 2002
- [19] SUN Duoqing. Adaptive fuzzy fault-tolerant coordinated driving control for a six-wheeled rocker-arm lunar rover[J]. *Journal of Astronautics*, 2012, **33**(1): 76-84
- [20] WANG Guotao, WANG Siyi, LIANG Ansheng, *et al.* Research of space relay remainders-detection technique based on ADAMS[J]. *Low Voltage Apparatus*, 2013(3): 11-16, 54
- [21] ZHANG Wei. Research on Multi-body Dynamics and Vibration Control of Spacecraft Solar Array System[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021

作者简介



杜宇男, 1987年1月出生于吉林省长春市, 现为北京空间飞行器总体设计部总体副主任设计师, 主要研究方向为航天器总体设计。
E-mail: yudu0119@163.com



黄行蓉(通信作者)女, 1989年6月出生于湖北省潜江市, 现为北京航空航天大学中法工程师学院/国际通用工程学院, 硕士生导师, 主要研究方向为航空航天飞行器动力学与控制、非线性动力学、流固耦合动力学等。
E-mail: huangxingrong@buaa.edu.cn