

DOI:10.11918/202208117

基于聚类变异 PSO 优化的 VSCMGs 模糊平滑切换算法

杨楠^{1,2}, 郁丰^{1,2}, 马浩哲^{1,2}, 赵航^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016; 2. 空间光电探测与感知工业和信息化部重点实验室(南京航空航天大学), 南京 210016)

摘要: 针对变速控制力矩陀螺(variable speed control moment gyro, VSCMG)作为执行机构应用在敏捷遥感卫星上进行姿态机动时末端模式切换的平稳性和快速性冲突问题,在考虑框架转速误差的基础上,设计姿态误差参数作为切换指标,制定误差参数切换区域内的过渡规则,将指令力矩实时分配给控制力矩陀螺(control moment gyro, CMG)和飞轮并分别求解,提出了一种控制力矩陀螺/反作用飞轮工作模式模糊平滑切换操纵律。为了使得姿态机动末端卫星姿态达到姿态稳定性和指向精度要求的时间更短,以该时间为优化指标提出聚类变异改进粒子群算法对该操纵律参数寻优,确定最佳的切换区域和切换参数,并进行了仿真验证。结果表明:改进后粒子群算法在相同的迭代次数中总是表现出比传统粒子群算法更优的适应度,具有更快的收敛速度和更高的收敛精度,参数优化后的模糊平滑切换操纵律相比于现有操纵律能够在较短时间内完成双模式的平滑切换,并在姿态机动末端更迅速地达到姿态稳定性和指向精度要求,提高了遥感卫星敏捷机动与高稳指向的控制性能,有利于高质量完成成像任务。

关键词: 敏捷遥感卫星;变速控制力矩陀螺;模糊切换;粒子群优化算法;姿态控制

中图分类号: V11

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2023)10-0093-10

Fuzzy smooth switching algorithm for VSCMGs based on clustering-mutated PSO

YANG Nan^{1,2}, YU Feng^{1,2}, MA Haozhe^{1,2}, ZHAO Hang^{1,2}

(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Key Lab of Space Photoelectric Detection and Perception Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Ministry of Industry and Information Technology(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics), Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at the conflict of the stationary and rapidness of the terminal mode switching when the variable speed control moment gyro is applied as the actuator on the agile remote sensing satellite for attitude maneuver, on the basis of considering the frame speed error, the attitude error parameter is designed as the switching index, the transition rule within the error parameter switching area is formulated, and the command torque is assigned to CMG and flywheel in real time and solved respectively. A control torque gyroscope/reaction flywheel fuzzy smooth switching control law is proposed. In order to make the attitude of the satellite at the end of attitude maneuver reach the requirements of attitude stability and pointing accuracy in a shorter time, the clustering variation improved particle swarm optimization algorithm is proposed to optimize the parameters of the control law and determine the best switching region and switching parameters. Finally, the simulation results show that the improved particle swarm optimization algorithm always shows better fitness than the traditional particle swarm optimization algorithm in the same iteration times, with faster convergence speed and higher convergence accuracy. Compared with the existing control law, the fuzzy smooth switching control law after parameter optimization can complete the smooth switching of dual modes in a shorter time. At the end of attitude maneuver, the requirements of attitude stability and pointing accuracy can be reached more quickly, and the control performance of agile maneuver and high stable pointing of remote sensing satellites can be improved, which raises the quality of imaging mission.

Keywords: agile remote sensing satellite; variable speed control moment gyro; fuzzy switching; particle swarm optimization; attitude control

敏捷遥感卫星^[1-2]对姿态控制的要求十分苛刻,要求卫星能够在短时间内完成大角度姿态机动并快速稳定。作为一种大力矩输出执行机构,控制

力矩陀螺(control moment gyro, CMG)广泛应用于遥感卫星,如美国的 WorldView 系列卫星^[3]和法国的 Pleiades 系列卫星^[4]。但是 CMG 存在固有的奇异

收稿日期: 2022-08-31; 录用日期: 2022-12-02; 网络首发日期: 2023-03-31

网络首发地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/23.1235.T.20230331.1434.006.html>

基金项目: 国家自然科学基金(61673212)

作者简介: 杨楠(1998—),女,硕士研究生;郁丰(1980—),男,研究员,博士生导师

通信作者: 杨楠,494409839@qq.com

和力矩分辨率较低的问题^[5]。可采用混合执行机构^[6]的方法来弥补这个问题,但会增大卫星的质量和体积,不利于卫星微型化。而变速控制力矩陀螺(variable speed control moment gyro, VSCMG)与传统的恒速 CMG 相比,增加了飞轮的变速自由度,因此 VSCMG 兼具 CMG 和飞轮的工作特性。CMG 能够输出大力矩,但力矩分辨率低;飞轮能够输出高分辨率力矩,但力矩值小^[7-10]。采用 VSCMG 群作为姿态控制执行机构能够节约星上空间,通过在姿态机动阶段工作在 CMG 模式输出大力矩保证机动的快速性,在姿态稳定阶段工作在飞轮模式输出精细力矩保证较高的姿态稳定性和指向精度,能够满足敏捷遥感卫星“急转急停”的姿态控制需求,相比于采用传统 CMG 在机动末端,能够为遥感相机提供更稳定的姿态和更精确的指向。

VSCMG 可通过框架的转动和飞轮的转速变化产生力矩,但是由于框架伺服系统固有的惯性和扰动力矩,框架电机无法立刻输出指令转速,并存在一定的稳态误差,因此 CMG 模式及 VSCMG 模式下输出的力矩分辨率较低^[11]。框架电机在卫星稳态时的转速很低,此时会受到检测精度的限制,并且干扰力矩具有更强烈的非线性^[12-13]。对此,许多学者^[14-16]设计框架伺服系统控制方法,来抑制干扰力矩产生的不利影响,提高框架转速跟踪精度。但研究都是基于模拟的干扰力矩且转速误差难以完全消除,因此有必要在机动末端逐步将框架锁死,使得 VSCMG 工作在纯飞轮模式,在更大程度上降低或消除框架转速误差和各项波动干扰的影响,保证机动末端的高精度稳定和指向。

针对姿态机动末端 VSCMG 的模式切换,国内外学者进行了研究。基于传统加权伪逆操纵律,文献[17]设计了一种基于增益调度的操纵律,将姿态信息引入加权伪逆参数,实现末端的模式切换,但姿态信息仅考虑姿态四元数,没有考虑姿态角速度,因此对卫星进入稳态的判别不精准。文献[18]将姿态四元数与姿态角速度均考虑在内作为模式切换阈值,但该切换缺少过渡过程,在切换的瞬间可能会引起姿态产生抖动,长期下来对 VSCMG 设备也会造成损伤。文献[12,19]对加权参数进行以分段函数形式设计,分别根据姿态角误差和指令力矩的大小来判断当前姿态机动的状态,并相应调整 CMG 和飞轮的权重,依赖加权参数进行切换虽然相对平稳,但是切换过程缓慢。通过将指令力矩按一定规则分配给 CMG 和飞轮再分别求解,文献[20-21]分别设计了一种模式调度操纵律和双模式操纵律,均根据 CMG 奇异信息进行切换,但没有考虑姿态信息,无

法保证末端控制精度。通过将姿态控制过程分段,文献[22]分别设计了大角度姿态机动段和末端高精度指向段的 VSCMG 操纵律,在机动段末端使得框架角位置锁定在通过优化计算得出的最优位置,保证稳定段 VSCMG 工作在纯飞轮模式。

以往的研究表明,姿态机动末端 VSCMG 两种工作模式的切换存在切换过于直接会造成不利影响和追求平稳切换,则过渡过程会较长导致效率降低的矛盾。为了保证 VSCMG 在姿态机动末端能够以较短的时间由 CMG 模式平滑过渡到飞轮模式,实现两种模式的快速“软切换”,设计姿态误差参数作为切换指标,制定误差参数切换区域内的过渡规则,将指令力矩实时分配给 CMG 和飞轮并分别求解,设计一种模糊平滑切换 VSCMG 操纵律。为了使得姿态机动末端卫星姿态达到姿态稳定性和指向精度要求的时间更短,以该时间为优化指标,采用改进粒子群算法对该操纵律参数寻优,确定最佳的切换区域和切换参数,满足敏捷遥感卫星成像任务的姿态要求。最后对卫星的成像任务进行仿真分析,验证所提出切换算法的可行性和优越性。

1 动力学模型与运动学模型

1.1 动力学模型

在卫星本体系下,动力学方程^[23]为

$$\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \mathbf{T}_{\text{ext}} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{T}_{\text{ext}}$ 为作用在卫星的合外力矩, $\boldsymbol{\omega}$ 为卫星相对惯性系的角速度在本体系下的分量, $\mathbf{H}$ 为卫星本体系和执行机构的总角动量,即

$$\mathbf{H} = \mathbf{I}_s \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}_{\text{vscmg}} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{I}_s$ 为卫星本体的惯量矩阵, $\mathbf{H}_{\text{vscmg}}$ 为执行机构即 VSCMG 群的角动量。

对于由 4 个 VSCMG 成的金字塔构型, VSCMG 群角动量表达式为

$$\mathbf{H}_{\text{vscmg}} = \mathbf{C} [\Omega_1 \quad \Omega_2 \quad \Omega_3 \quad \Omega_4]^T \quad (3)$$

$$\mathbf{C} = \mathbf{I}_w \begin{bmatrix} -c\beta c\delta_1 & s\delta_2 & c\beta c\delta_3 & -s\delta_4 \\ -s\delta_1 & -c\beta c\delta_2 & s\delta_3 & c\beta c\delta_4 \\ s\beta c\delta_1 & s\beta c\delta_2 & s\beta c\delta_3 & s\beta c\delta_4 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: $\Omega_1 \sim \Omega_4$ 为各陀螺的飞轮转速; $\mathbf{I}_w$ 为飞轮转动惯量; β 为安装倾角; 54.735° ; $\delta_1 \sim \delta_4$ 为各陀螺的框架角位置; $s\beta = \sin \beta$; $c\beta = \cos \beta$; $s\delta_i = \sin \delta_i$; $c\delta_i = \cos \delta_i$, i 对应第 i 个 VSCMG。

框架转速和飞轮转速发生改变时,飞轮角动量的方向和大小也相应改变,从而输出 VSCMG 力矩,其表达式为

$$\mathbf{T}_{\text{vscmg}} = -(\mathbf{C}\dot{\boldsymbol{\delta}} + \mathbf{D}\dot{\boldsymbol{\Omega}}) \quad (5)$$

$$D = I_w \begin{bmatrix} -c\beta s\delta_1 & -c\delta_2 & c\beta s\delta_3 & c\delta_4 \\ c\delta_1 & -c\beta s\delta_2 & -c\delta_3 & c\beta s\delta_4 \\ s\beta s\delta_1 & s\beta s\delta_2 & s\beta s\delta_3 & s\beta s\delta_4 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: $\dot{\delta} = [\dot{\delta}_1 \ \dot{\delta}_2 \ \dot{\delta}_3 \ \dot{\delta}_4]^T$ 为各陀螺的框架角速度, $\dot{\Omega} = [\dot{\Omega}_1 \ \dot{\Omega}_2 \ \dot{\Omega}_3 \ \dot{\Omega}_4]^T$ 为各陀螺的飞轮角加速度。

1.2 转速误差模型

VSCMG 的扰动力矩会随其工况的变化产生波动, 而框架转速会随着扰动产生同频波动, 且波动量与扰动幅值正相关^[14]。框架转速的误差和波动情况也与框架伺服系统的控制效果息息相关, 本文结合文献[14], 采用终端滑模策略进行框架转速控制, 由控制结果可得, 在 $0.005 \text{ N}\cdot\text{m}$ 的 2 Hz 正弦低频干扰下, 转速波动量最大为指令转速的 10% ; 在 $0.005 \text{ N}\cdot\text{m}$ 的 100 Hz 正弦高频干扰下, 转速波动量最大为指令转速的 3% 。以上述工况下的转速误差进行模拟, 建立在实际应用中简化的 VSCMG 框架转速误差模型见式(7):

$$\dot{\delta}_e = [K_H \sin(2\pi f_H t) + K_L \sin(2\pi f_L t)] \cdot \dot{\delta}_c \quad (7)$$

式中: $\dot{\delta}_e$ 为框架误差转速, $\dot{\delta}_c$ 为框架指令转速, K_H 和 K_L 分别为高频和低频转速误差系数, f_H 和 f_L 分别为高低频干扰力矩频率。在实际的控制过程中, 扰动力矩的幅值和频率都是时变的, 高频干扰力矩主要由高速转子的动静不平衡引起, 低频扰动力矩主要由框架角位置及角速度的改变引起, 可通过将 VSCMG 测速传感器测出的真实转速和指令转速进行在轨辨识, 求出转速误差系数, 从而得到简化的转速误差模型。

1.3 运动学模型

采用四元数 q 表示卫星姿态, 卫星的姿态运动学方程^[23]为:

$$\dot{q} = \frac{1}{2} O(\omega) q \quad (8)$$

$$O(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中 q 为卫星相对惯性系的姿态四元数。

2 模糊平滑切换策略

为了实现卫星从姿态机动到姿态稳定过程中, VSCMG 能平滑地由 CMG 模式过渡到飞轮模式, 采用模糊平滑切换的思想^[24], 将指令力矩按照图 1 规律分配给 CMG 和飞轮。设计误差参数 $e = (e_x^2 + e_y^2 +$

$e_z^2)^{1/2}$, e_x 、 e_y 、 e_z 分别为滚动角误差、俯仰角误差、偏航角误差, 通过 e 来判断卫星的姿态信息。设定 $e_1 \sim e_2$ 为切换区域, 当 $e \leq e_1$ 时, 卫星处于姿态稳定阶段, 此时指令力矩全部分配给飞轮; 当 $e \geq e_2$ 时, 卫星处于姿态机动阶段, 此时指令力矩全部分配给 CMG; 当 $e_1 < e < e_2$ 时, 卫星处于由姿态机动向姿态稳定过渡的阶段, 采用模糊平滑切换策略, 指令力矩按一定规律分配给 CMG 和飞轮。在切换区域内 e 较大时, 分配给 CMG 的力矩较多; e 较小时, 分配给飞轮的力矩较多。

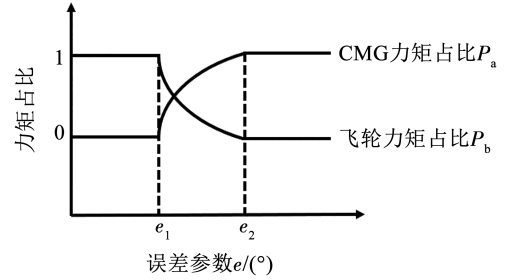


图 1 切换函数

Fig. 1 Switching function

将切换区域的误差以一次函数映射到 $0 \sim 9$, 将力矩以一定比例分配给 CMG 和飞轮实现模式切换, 采用式(9)所示的 S 型函数作为切换函数。则误差域内 CMG 和飞轮的力矩占比可由式(10)、(11)得到, 相当于将误差域进行模糊化处理, 通过隶属函数映射得到误差大模糊子集和误差小模糊子集的隶属度, 分别对应 CMG 力矩和飞轮力矩的占比。分配给飞轮和 CMG 的力矩见式(12)、(13)。

$$P_a(x) = \begin{cases} \frac{1 - e^{-ax}}{1 + e^{-ax}} & 0 \leq x < 9 \\ 1 & x \geq 9 \end{cases} \quad (10)$$

$$P_b(x) = 1 - P_a(x) \quad (11)$$

$$T_a = P_a(x) T_c \quad (12)$$

$$T_b = P_b(x) T_c \quad (13)$$

式中: T_a 为分配给 CMG 的指令力矩, T_b 为分配给飞轮的指令力矩, T_c 为 PD 控制器生成的指令力矩。

采用式(14)所示的广义奇异鲁棒操纵律引入力矩误差来逃离机动过程中可能遭遇的 CMG 奇异时, 可通过飞轮来补偿该部分的误差力矩, 因此飞轮的指令力矩通常是由模糊切换策略制定的指令力矩 T_b 与误差力矩之和。当卫星处于姿态机动阶段时, 要求 VSCMG 尽可能工作在纯 CMG 模式, 因此设定阈值 $D_0 = 0.1$, 当奇异值 $D_s > D_0$ 时, 各飞轮保持原速运转; 当奇异值 $D_s \leq D_0$, 以及卫星处于切换过渡阶段和姿态稳定工作阶段时, 各飞轮通过式(15)输出力矩。

$$\dot{\delta} = -C^T(CC^T + \lambda E)^{-1}T_a \quad (14)$$

$$\dot{\Omega} = -D^T(DD^T)^{-1}(T_c - (-C\dot{\delta})) \quad (15)$$

式中: $\lambda = \lambda_0 \exp(-\mu D_s)$, $D_s = \det(CC^T)$, $E =$

$$\begin{bmatrix} 1 & \gamma_3 & \gamma_2 \\ \gamma_3 & 1 & \gamma_1 \\ \gamma_2 & \gamma_1 & 1 \end{bmatrix}, \gamma_i = \gamma_0 \sin(\alpha t + \varphi_i), \lambda_0, \mu, \gamma_0, \alpha, \varphi_i$$

均为可以设计的常数。

综上,模糊平滑切换操纵律见表 1。

表 1 模糊平滑切换操纵律

Tab. 1 Fuzzy smooth switching steering law

误差参数 e	操纵律
$e \leq e_1$	$\dot{\delta} = [0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ $\dot{\Omega} = -D^T(DD^T)^{-1}T_b$
$e_1 < e < e_2$	$\dot{\delta} = -C^T(CC^T + \lambda E)^{-1}T_a$ $\dot{\Omega} = -D^T(DD^T)^{-1}(T_c - (-C\dot{\delta}))$ $\dot{\delta} = -C^T(CC^T + \lambda E)^{-1}T_a$
$e \geq e_2$	$D_s > D_0, \dot{\Omega} = [0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ $D_s \leq D_0, \dot{\Omega} = -D^T(DD^T)^{-1}(T_c - (-C\dot{\delta}))$

3 基于聚类变异的粒子群算法设计

标准粒子群算法 (particle swarm optimization, PSO) 的速度和位置更新公式^[25]为:

$$v_{ij}(t+1) = wv_{ij}(t) + c_1r_1(t)[p_{ij}(t) - x_{ij}(t)] + c_2r_2(t)[p_{gj}(t) - x_{ij}(t)] \quad (16)$$

$$x_{ij}(t+1) = x_{ij}(t) + v_{ij}(t+1) \quad (17)$$

式中: v 为粒子速度, x 为粒子位置, w 为惯性权重, c_1 、 c_2 为学习因子, r_1 、 r_2 为 0~1 随机数, p_{ij} 为第 i 个粒子在当前代的最优位置, p_{gj} 为当前代的群体最优位置, t 为当前迭代次数。

标准 PSO 存在收敛精度低,易陷入局部最优的问题^[25-26]。为了提高算法的收敛速度及精度,可对学习因子进行动态调整^[25],见式(18)。并对最大速度进行动态限制^[25],见式(19),使得粒子最大速度随迭代次数增加而降低,保证迭代接近尾声时精细搜索。

$$\begin{cases} c_1 = c_{1\max} + c_{1\min} \sin[(1-t/T)\pi] \\ c_2 = c_{2\max} - c_{2\min} \sin[(1-t/T)\pi] \end{cases} \quad (18)$$

$$\begin{cases} v_{\max}(t+1) = (1.0 - ((1.0-r) \times t)/T) \times v_{\max}(t) \\ v_{\min}(t+1) = (1.0 - ((1.0-r) \times t)/T) \times v_{\min}(t) \end{cases} \quad (19)$$

式中: $c_{1\max}$ 、 $c_{1\min}$ 、 $c_{2\max}$ 、 $c_{2\min}$ 为 c_1 、 c_2 的最大值和最小值, r 为 0~1 随机数, T 为最大迭代次数。

除了对速度更新参数进行优化,还可对粒子位置进行不同程度的变异搜索。但传统的方法均是对

全局粒子位置采取不同方式的变异,这种变异粒子布满全局的策略使得计算量较大,降低了寻优的效率。

因此,合理选取变异粒子位置和变异方式是减少计算量,保证寻优精度,并提高搜索效率的关键。为了平衡变异粒子位置的选择既能够在全局粒子位置较为分散时尽可能纵观照顾全局,也能够在全局粒子位置较为聚集时避免低效大规模变异,本文结合基于密度的聚类算法^[27] (density-based spatial clustering of applications with noise, DBSCAN) 与非均匀变异算法将全局粒子按照密度分布分类,并按类择优选取变异粒子位置。节约了计算量,并使得算法在每次迭代过程都兼顾了搜索范围内所有聚集小范围内的最优解,在此基础上变异进行二次搜索,提高了算法对每一代群体最优确定的准确度,因此不仅降低了算法对初值的敏感度,还能实现在更广范围内以更高效率找到全局最优点。DBSCAN 算法对每次迭代更新的 N 个粒子以扫描半径为 r_0 , 每类中最小包含 M 个粒子进行分类,从而将具有足够设定密度的粒子所在区域划分为 n 簇,并对每一簇粒子中适应度最优的粒子位置进行变异。若变异后的粒子适应度降低则替代原粒子的位置,反之则保留原粒子位置。变异方式采用一种非均匀变异^[28-29]的方法,将选定粒子进行不同幅度的变异,变异步长随着迭代次数的上升变小,变异范围由限制幅度内的大范围逐步缩小为当前粒子的窄小邻域,确保了最优粒子的精准定位,其表达式见式(20)。同时,在寻优过程中以一定概率随机初始化粒子位置来增强种群的多样性和搜索能力。

$$x' = \begin{cases} x + \Delta(t, U - x) & r < 0.5 \\ x - \Delta(t, x - L) & r \geq 0.5 \end{cases} \quad (20)$$

式中: $\Delta(t, y) = y \cdot (1 - r^{(1-t/T)^b})$, x 和 x' 分别为变异前后的粒子, U 和 L 分别为变异的上下界, b 为可设计常数。

对于变异上下界即初始变异范围的确定,以图 2 所示的函数 $f(x)$ 为例进行说明。假设初始种群随机初始化位置如图 12 中 $x_1 \sim x_{10}$ 所示,则当前代群体最优位置为 A 点,则所有粒子会以一定的速度向 A 点移动,阻碍了对实际全局最优点 B 的寻找,造成收敛速度较慢,并且有可能陷入局部最优点 A 。若以 DBSCAN 算法进行分类后,可分为 $\{x_1, x_2\}$ 、 $\{x_3, x_4\}$ 、 $\{x_5, x_6\}$ 、 $\{x_7, x_8, x_9\}$ 、 $\{x_{10}\}$ 5 簇,其中 $\{x_7, x_8, x_9\}$ 所在的一簇由适应度最优的 x_8 进行小范围邻域的非均匀变异,在迭代初期就能够以一定的概率找到全局最优点 B ,大大提高了搜索效率并避免陷入局部最优。但若粒子位置分布不巧,也存在陷

入局部最优的情况。因此,为了尽可能避免这种情况的发生,将初始的变异范围扩大为粒子定义域内,在提高找到全局最优概率的同时,尽可能覆盖全局粒子空间,避开局部陷阱或缩短陷入其中的时间。

经上述分析可知,改进 PSO 在粒子群初始位置处于劣态时表现出更强的寻优能力,具有发现潜在最优位置或相对更优位置的潜力,并扩大了粒子搜索范围,加快了收敛速度。

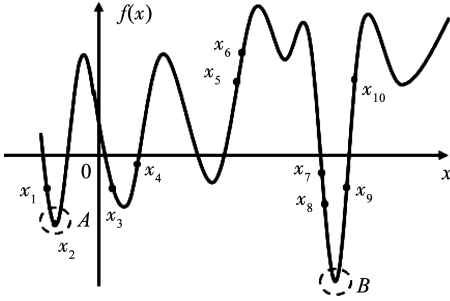


图 2 示例函数 $f(x)$

Fig. 2 Example function $f(x)$

综上,基于聚类变异的 PSO 步骤如下:

1) 初始化种群。

2) 以一定概率对粒子个体重新初始化,计算个体和群体最优位置及适应度。

3) 根据 DBSCAN 算法对粒子进行分类,找出每一类粒子中的个体最优粒子,根据式 (20) 进行非均匀变异;若变异后的粒子适应度优于原粒子适应度,则替代原粒子位置及适应度。

4) 根据式 (17) ~ (20) 更新速度和位置。

5) 判断当前迭代次数是否最大,若不是则返回 (2),反之结束迭代。

4 仿真验证

4.1 操纵律参数寻优及改进 PSO 性能提升分析

对敏捷卫星侧摆 45° 姿态机动任务进行仿真,设置仿真参数 $I_s = \text{diag}(3.2, 4.2, 4.8) \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_w = 4.5847 \times 10^{-4} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, 框架角速度最大为 1 rad/s , 飞轮角加速度最大为 10 rad/s^2 , 初始框架角位置均为 $\delta_0 = 0^\circ$, 初始飞轮转速均为 $\Omega_0 = 3000 \text{ r/min}$, 则每个 VSCMG 的初始角动量为 $h_0 = I_w \Omega_0 = 0.144 \text{ kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$ 。转速误差参数取 $K_H = 0.1$, $f_H = 100$, $K_L = 0.03$, $f_L = 2$ 。操纵律参数取 $\lambda_0 = 0.01$, $\mu = 10$, $\gamma_0 = 0.01$, $\alpha = \pi/2$, $[\varphi_1 \ \varphi_2 \ \varphi_3] = [0 \ \pi/2 \ \pi]$ 。

利用基于聚类变异改进后的 PSO 寻找最佳切换区域和控制参数,将模糊切换控制律中的 e_1 、 e_2 、 a 作为优化参数,设置种群数目 $N = 10$, 迭代次数为 $T = 20$, e_1 、 e_2 、 a 优化范围分别为 $0^\circ \sim 5^\circ$ 、 $5^\circ \sim 10^\circ$ 、 $0 \sim 1$ 。将达到成像要求的时间,即同时达到稳定度

要求 $0.002 (^\circ)/\text{s}$ 和指向精度 0.02° 要求的时间作为优化指标,使得敏捷卫星能更快达到成像要求。取 $c_{1\min} = c_{2\min} = 0.5$, $c_{1\max} = c_{2\max} = 2.5$, e_1 、 e_2 、 a 初始速度限制分别为 $[-0.5, 0.5]$ 、 $[-0.5, 0.5]$ 、 $[-0.1, 0.1]$, 惯性系数 $w = 0.8$, $b = 3$ 。以 e_1 进行 $r_0 = 1$ 、 $M = 1$ 的 DBSCAN 分类,在每一类的最优点 e_1 、 e_2 、 a 分别在其定义域内进行变异。

为方便描述,以式 (16) ~ (19) 仅对速度更新参数进行调节称为传统 PSO,在此基础上进行聚类变异称为改进 PSO。以相同初始种群位置采用传统 PSO 和改进 PSO 分别进行寻优,收敛曲线见图 3。由图 3 可知,在相同初始种群位置下传统 PSO 会频繁落入局部最优,因此收敛速度较慢;而改进后的 PSO 收敛更快且精度更高,在相同的迭代次数中总是表现出比传统 PSO 更优的适应度。

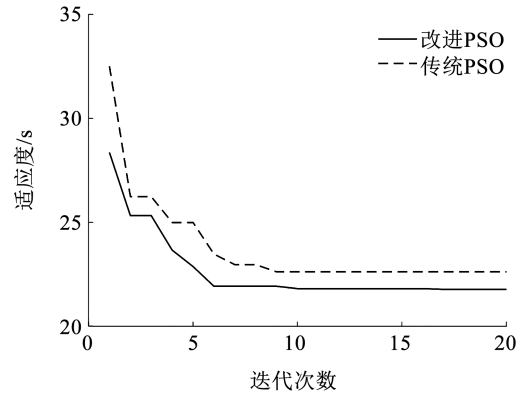


图 3 收敛曲线

Fig. 3 Convergence curves

由于初始种群位置是随机生成的,另以 5 组相同初始位置进行仿真。同时,改变总迭代次数对改进后的算法进行仿真验证。分别以迭代次数 $T = 10$ 和 $T = 20$ 进行寻优,仿真结果见图 4,图中①~⑤ 5 个子图分别对应 5 组不同的初始位置。定义以式 (21) 计算的接近程度参数,体现每次迭代结果和最优解的接近程度。结果越小,表明寻优过程中每次迭代结果与最优解更接近,寻优的效率和精度越高。

$$d = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (y_i - y_{\text{best}})^2}{N}} \quad (21)$$

式中: d 为接近程度参数, y_i 为第 i 次迭代的最优解, y_{best} 为迭代结束时全局最优解, N 为最大迭代次数。

由图 4 可知,2 种算法在不同迭代总次数均能在迭代结束时到达全局最优位置。改进 PSO 在 $T = 10$ 和 $T = 20$ 时均表现出更好的寻优性能。将图 4 的相关性能指标参数整理至表 2。由表 2 可知, $T = 10$ 时,改进 PSO 基本能在第 5 代就全部到达全局最优附近,而传统 PSO 最多需要到第 9 代才完成

寻优; $T=20$ 时,改进 PSO 基本能在第 6 代就全部到达全局最优附近;而传统 PSO 在 12 代左右才全部到达全局最优附近。结合以上数据对比分析可知,不论初始位置好坏,改进 PSO 对粒子聚类变异搜索

后高效扩大了寻优范围,在每一代都尽力找到更优解,经迭代能够较早地收敛到全局最优;而传统 PSO 在初始位置较好的情况下能快速收敛,否则会较早陷入局部最优,且需要多次迭代跳出。

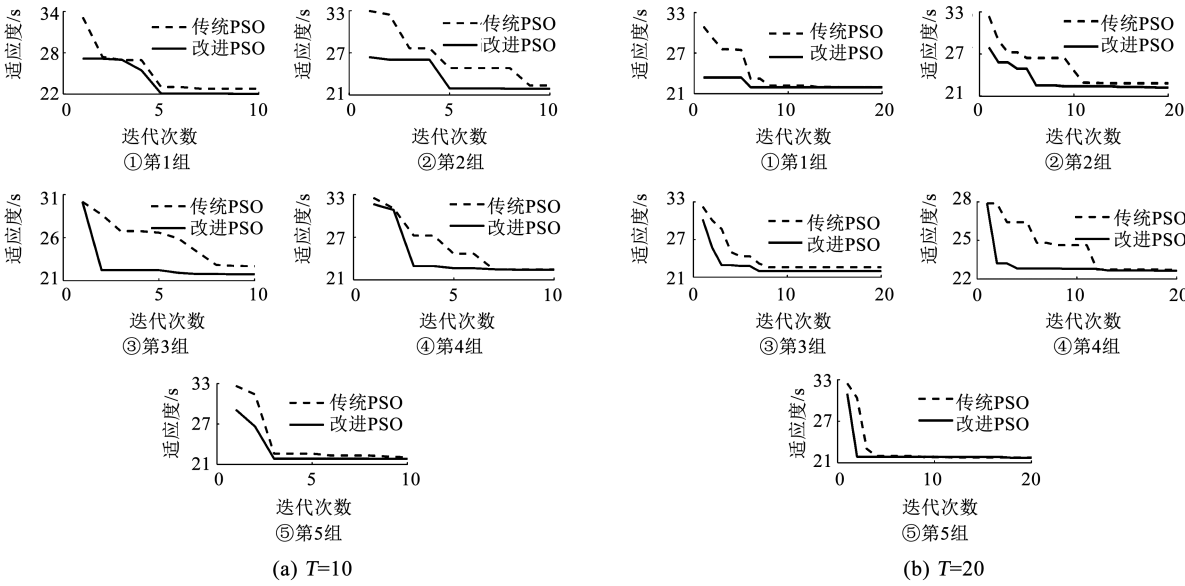


图 4 收敛曲线(多组)

Fig. 4 Convergence curves (multiple groups)

同时,改进 PSO 由于对群体最优的选择更加谨慎,在迭代初期中有较大概率找到更好的群体最优位置。由表 2 可知,随机的 5 次仿真结果中,改进 PSO 的初代全局最优均优于传统 PSO,且相同初始位置迭代过程中的接近程度参数均小于传统 PSO,

表明每次的寻优结果也比传统 PSO 更加接近于最终最优解。由图 4 可知,由于优化对象的复杂性、多峰性和初始种群的随机性,改进 PSO 也会不幸陷入局部最优,但大多是相对更优的局部最优点并且能够通过学习和变异迅速逃离。

表 2 算法对比

Tab. 2 Comparison of algorithms

迭代次数 T	优化算法	序号	初代全局最优/s	末代全局最优/s	接近程度参数 d/s	到达最优解附近迭代次数
10	传统 PSO	①	33.144	22.794	4.038 3	5
		②	32.964	22.350	5.437 6	9
		③	30.162	22.672	3.929 6	8
		④	32.536	22.452	4.809 3	7
		⑤	32.654	22.072	4.473 0	5
	改进 PSO	①	27.148	22.048	2.965 5	5
		②	26.386	21.898	2.665 9	5
		③	30.160	21.752	2.675 7	5
		④	31.652	22.428	3.954 8	5
		⑤	29.114	21.852	2.750 7	3
20	传统 PSO	①	30.912	21.946	3.387 2	13
		②	32.382	22.850	3.422 9	12
		③	32.228	22.590	3.148 1	8
		④	27.878	22.718	2.426 0	12
		⑤	32.456	21.772	3.080 5	4
	改进 PSO	①	23.384	21.946	0.719 0	6
		②	27.926	22.228	1.913 9	6
		③	30.184	21.966	2.057 7	7
		④	27.878	22.638	1.190 9	4
		⑤	30.960	21.710	2.072 4	2

综上,改进 PSO 寻优速度更快,且结果精度更高。最终优化得到的参数取值为 $e_1=1.106\ 1$, $e_2=7.298\ 3$, $a=0.181\ 2$, 达到成像要求的时间为 $21.71\ s$ 。

4.2 模糊平滑切换操纵律与现有操纵律性能对比分析

分别采用 3 种方案进行仿真对比。方案 1:文

献[18]中提出的以姿态误差阈值进行硬切换结合零运动的操纵律;方案 2:文献[19]中提出的以指令力矩大小确定切换时机,结合加权伪逆的操纵律,应用于本文场景时选择切换力矩值为 $0.3\ N\cdot m$;方案 3:本文提出的经聚类变异粒子群优化的模糊平滑切换操纵律。仿真结果见图 5~7。

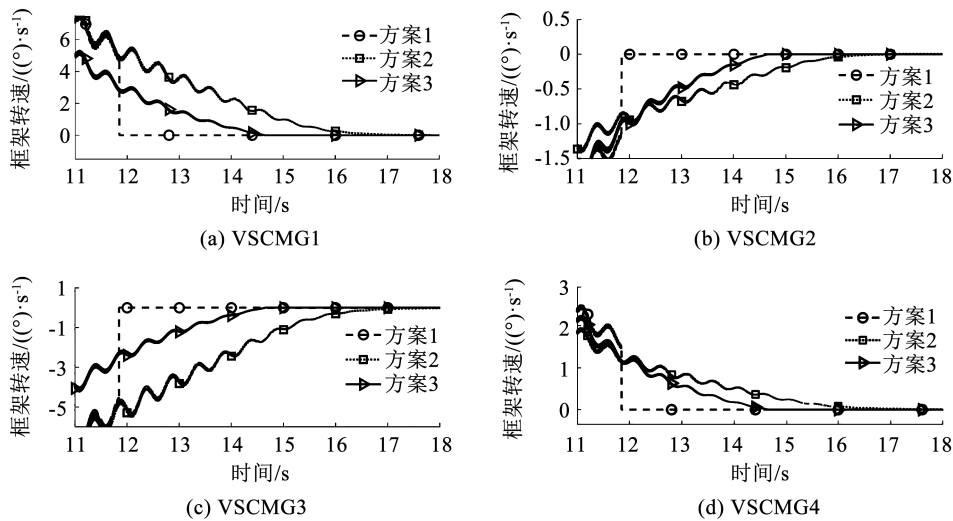


图 5 切换过程中框架角速度仿真结果

Fig. 5 Simulation results of gimbal angle velocity during switching process

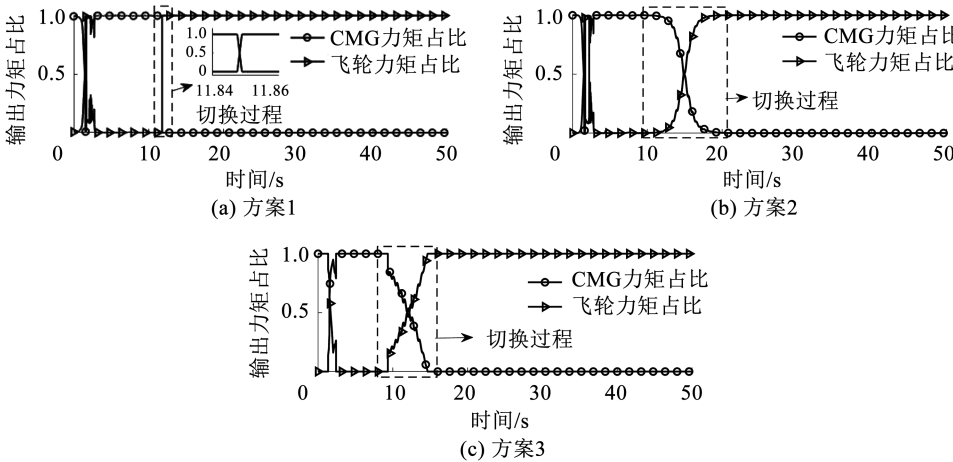


图 6 力矩占比仿真结果

Fig. 6 Simulation results of the proportion of torque

图 5 和图 6 分别为切换过程中框架角速度变化曲线和机动过程中 VSCMG 工作模式切换过程中力矩占比的变化曲线。由图 5 和图 6 可知,方案 1 在 $12\ s$ 左右达到切换条件,框架角速度在瞬间变为零,虽然切换在瞬时就完成,但对框架电机的使用寿命是不友好的。方案 2 在机动过程中几乎保持 2 种模式共同工作,在机动末端,从 $10\ s$ 左右开始进行切换,但直到 $20\ s$ 左右才大致切换为纯飞轮模式,整个切换时间为 $10\ s$ 左右。由 CMG 框架和飞轮工作在低加速度状态共同输出指令力矩,导致末端力矩无法快速达到高精度要求。因此方案 2 的力矩分

配方式无法尽可能发挥 CMG 和飞轮各自的优点,且切换过程缓慢。而方案 3 在机动初期主要工作在纯 CMG 模式来输出大力矩,碰到奇异时飞轮变速补偿一部分误差力矩,迅速逃离奇异后飞轮角加速度重新归零,回到纯 CMG 模式;在机动末端,框架从 $10\ s$ 左右逐步开始锁死,同时飞轮逐步变速,最终在 $15\ s$ 左右 VSCMG 平滑切换到纯飞轮模式提供力矩。因此本文提出的基于聚类变异 PSO 优化的模糊平滑切换操纵律,既能在较短的时间内完成模式切换,也在一定程度上保证了切换的平稳性,确保了末端的高精度力矩输出。

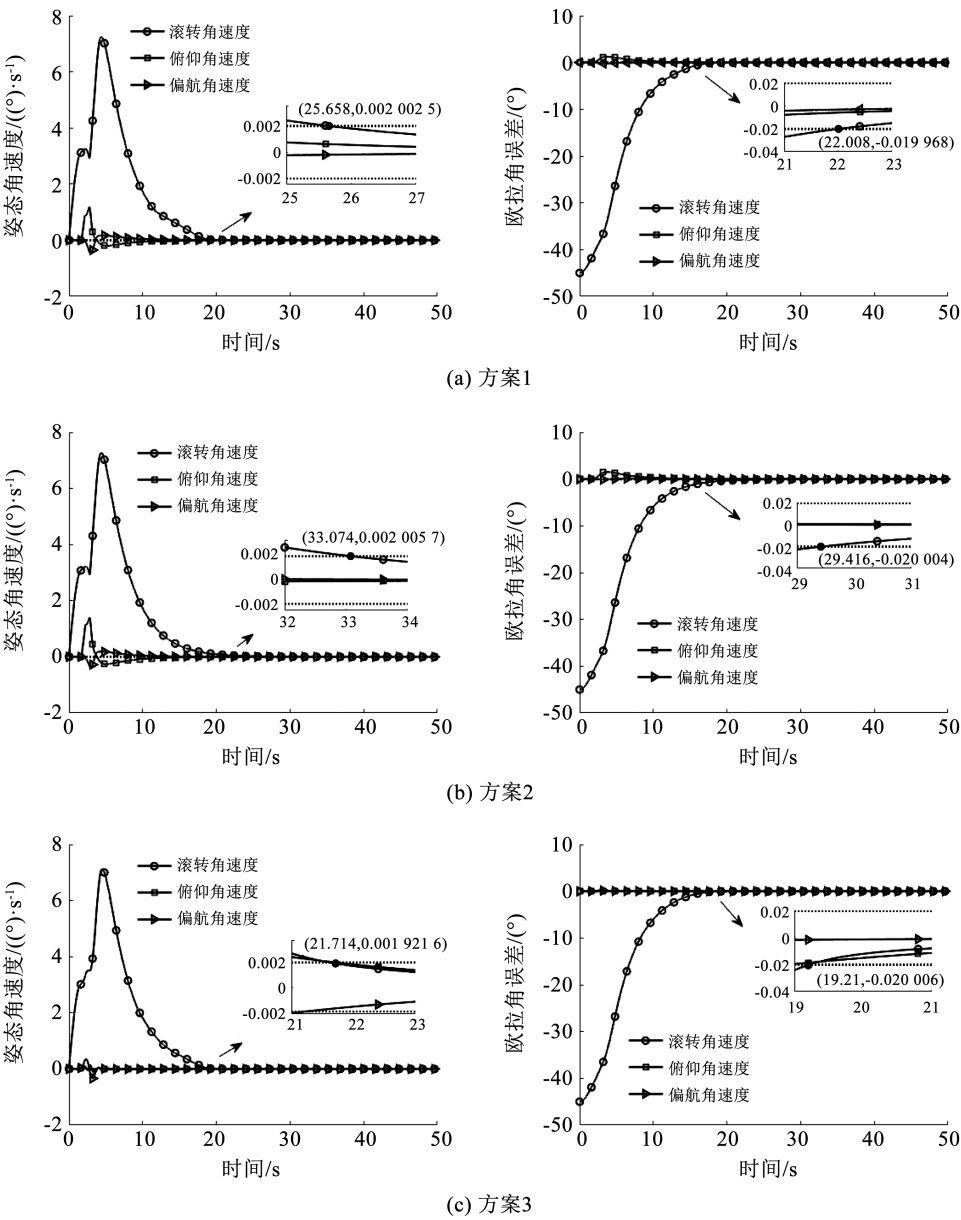


图 7 卫星姿态角速度和欧拉角误差仿真结果

Fig. 7 Simulation results of angular velocity and tracking error of Euler angle

图 7 为 3 方案卫星的姿态角速度和欧拉角误差变化曲线。由图 7 可知,3 种操纵律均能够完成 45°侧摆机动任务。在姿态稳定阶段,方案 1、方案 2 和方案 3 达到 0.002 (°)/s 姿态稳定度要求的时间分别为 25.66、33.07 和 21.71 s,方案 3 能够保证卫星更快地进入稳态。方案 1、方案 2 和方案 3 进入 0.02°指向精度要求的时间分别为 22.0、29.42 和 19.21 s,方案 3 能够保证卫星更迅速准确地指向观测目标。综上可得,方案 1 达到成像要求的时间为 $\max\{25.66, 22.0\} = 25.66$ s;方案 2 达到成像要求的时间为 $\max\{33.07, 29.42\} = 33.07$ s;方案 3 达到成像要求的时间缩短为 $\max\{21.71, 19.21\} = 21.71$ s。

综合以上分析,本文提出的基于聚类变异粒子群优化的模糊平滑切换操纵律,在机动末端能够良

好地平衡模式切换过程的平稳性和快速性,相比方案 1 能够舒缓框架电机的压力,相比方案 2 能够提高模式切换的效率,同时能够有效提高机动末端卫星姿态角速度和姿态欧拉角的收敛速度和精度。

5 结 论

1) 提出的 VSCMG 模糊平滑切换操纵律能够实现姿态机动过程中由 CMG 模式到飞轮模式的切换,满足了敏捷遥感卫星在快速机动同时快速稳定的姿态控制需求。

2) 所设计的基于聚类变异改进 PSO 相比于传统 PSO 表现出更好的寻优效果,具有更快的收敛速度和更高的收敛精度。

3) 结合所设计的改进 PSO 来优化模糊平滑切

换操纵律参数,仿真结果表明该切换算法相比于现有切换算法,切换效果快速且平稳,并在姿态机动末端更迅速地达到姿态稳定性和指向精度要求,有效提高了敏捷遥感卫星的成像效率。

4)实际卫星在机动过程中存在环境干扰,实际框架电机的转速误差模型参数也不是恒定的,需要通过陀螺仪测速并进行辨识。因此在后续研究中,以装有金字塔构型 VSCMGs 的气浮仿真平台做硬件实验,能够模拟太空环境并实时测速,与指令转速辨识得到简化误差模型,验证和分析本文提出算法,更具有真实性和实用性。

参考文献

[1]陈雪芹,王峰,耿云海,等.敏捷小卫星姿态控制律和操纵律一体化设计[J].哈尔滨工业大学学报,2012,44(1):7
CHEN Xueqin, WANG Feng, GENG Yunhai, et al. Integrated attitude control algorithm and steering law for agile small satellites [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2012, 44(1): 7

[2]高新洲,郭延宁,马广富,等.采用混合遗传算法的敏捷卫星自主观测任务规划[J].哈尔滨工业大学学报,2021,53(12):1
GAO Xinzhou, GUO Yanning, MA Guangfu, et al. Agile satellite autonomous observation mission planning using hybrid genetic algorithm [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2021, 53(12): 1. DOI:10.11918/202005013

[3]THIEUW A, MARCILLE H. PLEIADES-HR CMGs-based attitude control system design, development status and performances [J]. IFAC Proceedings, 2007, 40(7): 834. DOI:10.3182/20070625-5-fr-2916.00142

[4]范宁,祖家国,杨文涛,等. WorldView 系列卫星设计状态分析与启示[J]. 航天器环境工程, 2014, 31(3): 337
FAN Ning, ZU Jiaguo, YANG Wentao, et al. The design of WorldView satellite and its demonstrative value [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31(3): 337. DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2014.03.020

[5]LEVE F A. Evaluation of steering algorithm optimality for single-gimbal control moment gyroscopes[J]. IEEE Transactions on Control Systems Tecnology, 2014, 22(3): 1130. DOI:10.1109/tcst.2013.2259829

[6]叶东,孙兆伟,刘一帆.考虑安装偏差的联合执行机构自适应控制算法[J].哈尔滨工业大学学报,2016,48(11):7
YE Dong, SUN Zhaowei, LIU Yifan. An adaptive control algorithm for hybrid actuator with installation deviation[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(11): 7. DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.2016.11.002

[7]程朝阳,绳涛,秦捷,等.应用变速控制力矩陀螺的航天器姿态机动最优路径规划[J].宇航学报,2020,41(10):1331
CHENG Zhaoyang, SHENG Tao, QIN Jie, et al. Optimal attitude maneuver path planning method of spacecraft using variable speed control moment gyroscope[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(10): 1331. DOI:10.3873/j.issn.1000-1328.2020.10.011

[8]郭延宁,李传江,张永合,等.采用框架角受限控制力矩陀螺的航天器姿态机动控制[J].航空学报,2011,32(7):1231
GUO Yanning, LI Chuanjiang, ZHANG Yonghe, et al. Spacecraft attitude

maneuver using control moment gyroscope with gimbal angle constraints [J]. Acta Aeronautics et Astronautics Sinica, 2011, 32(7): 1231

[9]YANG Yungang, WANG Feng, SUN Zhaowei. A rapid maneuver method with high accuracy for spacecraft based on CMG and RW[C]//2012 International Conference on Manufacturing Engineering and Automation. Guangzhou: Trans Tech Publications Ltd, 2012: 2395. DOI:10.4028/www.scientific.net/amr.591-593.2395

[10]WU Yunhua, HAN Feng, ZHANG Shijie, et al. Attitude agile maneuvering control for spacecraft equipped with hybrid actuators[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, 41(3): 809. DOI:10.2514/1.G002982

[11]杜丽敏.基于力矩陀螺的高分敏捷小卫星姿态机动控制研究[D].长春:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所,2012:33
DU Limin. High resolution quick small satellite attitude maneuver control for control moment gyro [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and physics, Chinese Academy of Sciences, 2012: 33

[12]MASAKI T, YASYTYKI N, KAZUO Y. Rapid multi-target pointing and high accuracy attitude control steering law of variable speed control moment gyroscopes[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Honolulu: AIAA, 2008: 1. DOI: 10.2514/6.2008-7015

[13]FAUSZ J L, DEKOCK B. Minimum resolvable torque mitigation using variable speed control moment gyros[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Toronto: AIAA, 2010: 1. DOI:10.2514/6.2010-8070

[14]鲁明,张欣,李耀华. SGCMG 框架伺服系统抗动力矩分析与控制[J].中国空间科学技术,2013,33(1):15
LU Ming, ZHANG Xin, LI Yaohua. Analysis and control of disturbance torque in SGCMG gimbal servo system [J]. Chinese Space Science and Technology, 2013, 33(1): 15. DOI:10.3780/j.issn.1000-758X.2013.01.003

[15]王璐,郭毓,姚伟,等.带有摩擦非线性 CMG 框架伺服系统有限时间自适应鲁棒控制[J].控制与决策,2019,34(4):885
WANG Lu, GUO Yu, YAO Wei, et al. Finite-time adaptive robust control for CMG gimbal servo system with friction nonlinearities[J]. Control and Decision, 2019, 34(4): 885. DOI: 10.13195/j.kzyjc.2017.1296

[16]MADONSKI R, HERMAN P. Survey on methods of increasing the efficiency of extended state disturbance observers [J]. ISA Transactions, 2014, 56(1): 18. DOI:10.1016/j.isatra.2014.11.008

[17]张科备,王大轶,汤亮.基于增益调度的变速控制力矩陀螺操纵律设计[J].空间控制技术与应用,2016,42(6):31
ZHANG Kebei, WANG Dayi, TANG Liang. Steering law for attitude control with variable speed control moment gyros Based on gain-scheduled [J]. Aerospace Control and Application, 2016, 42(6): 31. DOI:10.3969/j.issn.1674-1579.2016.06.006

[18]邢林峰,孙承启,汤亮.高姿态稳定度敏捷卫星的 VSCMGs 操纵律研究[J].空间控制技术与应用,2008,34(6):24
XING Linfeng, SUN Chengqi, TANG Liang. VSCMGs based steering law design for a high attitude stability agile satellite [J]. Aerospace Control and Application, 2008, 34(6): 24. DOI:10.3969/j.issn.1674-1579.2008.06.005

[19]刘向东,辛星,丛炳龙,等.以 VSCMG 为执行器的航天器姿态

机动自适应动态滑模控制[J]. 宇航学报, 2012, 33(8): 1064

LIU Xiangdong, XIN Xing, CONG Binglong, et al. An adaptive dynamic sliding mode attitude maneuver control law for rigid body satellites using VSCMG actuator[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(8): 1064. DOI:10.3873/j. issn. 1000-1328. 2012. 08. 010

[20] 杨雅萍, 吴忠. 变速控制力矩陀螺模式调度型操纵律设计[J]. 空间控制技术与应用, 2011, 37(3): 9

YANG Yaping, WU Zhong. Mode-scheduling steering law design for variable speed control moment gyroscope[J]. Aerospace Control and Application, 2011, 37(3): 9. DOI:10.3969/j. issn. 1674-1579. 2011. 03. 002

[21] 程朝阳. 变速控制力矩陀螺的操纵律设计及其应用研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2019: 29

CHENG Zhaoyang. Research on steering law design and application of variable speed control moment gyroscope [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2019: 29

[22] LIU Feng, GAO Yang, ZHANG Weiwei. Large angle maneuver and high accuracy attitude pointing steering law for variable speed control momentum gyroscopes[J]. Journal of the Franklin Institute, 2021, 358(7): 3441. DOI:10.1016/j. jfranklin. 2021. 02. 019

[23] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 147

ZHANG Renwei. Satellite orbit attitude dynamics and control[M]. Beijing: Beihang University Press, 1998: 147

[24] 曹建秋, 徐凯. 遗传算法优化的模糊+变论域自适应模糊PID复合控制策略[J]. 信息与控制, 2011, 40(1): 44

CAO Jianqiu, XU Kai. Compound control strategy of fuzzy + variable universe self-adaptive fuzzy-PID based on genetic algorithm optimization[J]. Information and Control, 2011, 40(1): 44. DOI:10.3724/SP. J. 1219. 2011. 00044

[25] 吕柏行, 郭志光, 赵韦皓, 等. 标准粒子群算法的优化方式综述[J]. 科学技术创新, 2021, 28(1): 33

LÜ Boxing, GUO Zhiguang, ZHAO Weihao, et al. A review on optimization methods of standard particle swarm optimization[J]. Scientific and Technological Innovation, 2021, 28(1): 33. DOI: 10.3969/j. issn. 1673-1328. 2021. 28. 013

[26] 寇斌, 郭士杰, 任东城. 改进粒子群算法的工业机器人几何参数标定[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2022, 54(1): 9

KOU Bin, GUO Shijie, REN Dongcheng. Geometric parameter calibration of industrial robot based on improved particle swarm optimization[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2022, 54(1): 9. DOI:10.11918/202010025

[27] YOU Hanliang, HU Yaoyue, PAN Zhiwen, et al. Density-based user clustering in downlink NOMA systems[J]. Science China (Information Sciences), 2022, 65(5): 196

[28] 赵新超, 刘国莅, 刘虎球, 等. 基于非均匀变异和多阶段扰动的粒子群优化算法[J]. 计算机学报, 2014, 37(9): 2058

ZHAO Xinchao, LIU Guoli, LIU Huqiu, et al. Particle swarm optimization algorithm based on non-uniform mutation and multiple stages perturbation[J]. Chinese Journal of Computers, 2014, 37(9): 2058. DOI:10.3724/SP. J. 1016. 2014. 02058

[29] ZHAO Xinchao. A perturbed particle swarm algorithm for numerical optimization[J]. Applied Soft Computing, 2010(1): 119. DOI: 10.1016/j. asoc. 2009. 06. 010

(编辑 苗秀芝)