

DOI: 10.3969/j.issn.1674-1579.2020.02.010

基于改进萤火虫算法的小卫星质量特性调整*

周国光^{1,2} 徐伟¹ 杨秀彬¹ 常琳¹

摘要: 为了消除小卫星在轨运行过程中因燃料消耗等原因造成质量特性变化的影响,提出一种基于改进萤火虫算法的卫星在轨质心调整方法.该方法运用萤火虫算法对 PID 控制器的参数整定进行优化,针对收敛速度慢和容易陷入局部极小值的问题,引入自适应步长因子对算法进行改进.算法通过编程注入星载计算机,进而控制电机调整机构完成卫星在轨质心调整.依托于地面气浮平台进行半物理仿真实验,实验结果表明改进算法在第 48 次迭代完成 PID 参数整定,相较于其他算法具有更快的收敛速度和动态响应特性.基于改进算法的调整系统可在 59 s 将单轴质心偏移量减小到精度要求,验证了系统在小卫星质量特性调整上的实时性和稳定性.

关键词: 质量特性; 在轨质心调整; 萤火虫算法; 电机调整机构; 气浮台

中图分类号: V448.22 文献标志码: A 文章编号: 1674-1579(2020)02-0064-08

Small Satellite Quality Characteristics Adjustment Based on Improved Firefly Algorithm

ZHOU Guoguang^{1,2}, XU Wei¹, YANG Xiubin¹, CHANG Lin¹

Abstract: In order to eliminate the influence of mass characteristics changes during the on-orbit operation of small satellites, an on-orbit centroid adjustment method based on improved firefly algorithm is proposed. The algorithm optimizes the parameter tuning of the PID controller and introduces an adaptive step factor lifting algorithm to improve the search performance. The algorithm is programmed into on-board computer, and the motor adjusting mechanism is controlled to adjust the centroid in orbit. Based on the air-floating platform built on the ground, the simulation results show that the improved algorithm can complete PID parameters tuning in the 48th iteration and has higher real-time and faster convergence speed and dynamic response characteristics than other algorithms. The system can reduce the centroid offset to the requirement within 59s. It verifies the system's real-time performance and stability in the quality characteristics adjustment of small satellites.

Keywords: quality characteristics; on-orbit centroid adjustment; firefly algorithm; motor adjustment mechanism; air-floating platform

0 引言

卫星在轨运行过程中由于燃料消耗、推力器气体排出、结构变形、重力释放等因素,会导致自身的

质心位置、转动惯量等质量特性参数发生缓慢变化.在太空失重环境下,质量特性对于分析系统外部干扰有重要参考价值^[1],尤其是质心作为姿态和轨道控制的参数,会直接影响控制物体的运动轨迹和稳定性^[2].因此需要准确掌握质心位置并及时修正航

收稿日期: 2019-12-12; 录用日期: 2020-03-27.

Manuscript received Dec. 12 2019; accepted Mar. 27 2020.

吉林省自然科学基金资助项目(2018C18076)和吉林省优秀青年人才基金资助项目(20180520216JH).

Supported by Jilin Province Natural Science Foundation (2018C18076) and Jilin Province Excellent Young Talent Fund(20180520216JH).

1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033; 2. 中国科学院大学, 北京 100039.

1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics & Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China; 2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China.

天器在轨质量特性,开展卫星在轨质心修正的研究具有重要的意义。

对于小卫星,由于其自身质量和体积相对于大型航天器较小,因此当质量发生损失时对质心变化所产生的不平衡力矩值影响相对较大,且质心位置变化无规律,测量时的误差值也会相对更大^[3]。所以需在质心位置偏移过大时进行快速的在轨调整,以实现卫星的实时稳定控制^[4]。

目前实际应用的航天器质心测算与质量特性调整方法,主要分为地面预先计算和在轨辨识调整。前者通常在地面对航天器的初始质量特性参数进行预先测算,并引入复杂的地面测试辅助设备在地面称重^[5],如文献[6]提出一种称重与力矩平衡相结合的测试方法,但该方法不具备实时性,难以适用于实际在轨过程中的质心调整。后者主要通过推力器组合、飞轮等调整机构^[7],采用滤波方法、最小二乘方法和智能算法进行调整^[8]。如文献[9]使用最小二乘法在轨估计卫星质量特性,并选用基于 CMG (控制力矩陀螺) 的 RBF 神经网络自适应跟踪控制律进行质心调节,但此方法系统硬件成本过高,算法较为繁琐,且 CMG 会发生内外部奇异问题;文献[10]用递推最小二乘估计质心参数,设计 Bang-Bang 反馈控制器控制推力器进行质量特性调节;文献[11]提出利用星上陀螺输出参数进行扩展卡尔曼滤波对姿态控制参数进行在线辨识,并使用推力器输出控制力矩进行质心调节,但滤波类算法较为复杂,计算量较大,对商业小卫星的星载计算机性能提出了较大挑战,不具备较高的实时性。

其中萤火虫算法作为一种仿生群体智能算法,近年来在自动控制、图像处理、函数优化等领域得到了广泛应用。如文献[12]运用萤火虫算法优化神经网络,对公交行程时间进行预测;文献[13]提出一种双层萤火虫算法,以此建立轴承故障诊断模型。

本文在国内外相关研究基础上,设计了一种适用于小卫星的在轨实时调整系统和质量特性调整算法。引入萤火虫算法对质量特性调整过程中的 PID 控制器进行参数整定优化,在标准萤火虫算法的位置更新公式中,通过加入自适应步长因子加快算法初期的寻优速度,增强全局搜索能力和后期局部搜索能力。采用三轴正交精密电机驱动丝杠滑块作为质心调整机构,搭建气浮仿真平台完成地面半物理验证实验。整套系统和算法适用于小卫星在轨质量特性调整,具有较好的实时性。

1 在轨质量特性调整系统组成及原理

1.1 质量特性调整原理

当卫星的质心位置偏离几何中心,会使质量特性发生变化,产生干扰力矩影响卫星姿态稳定和星上载荷的正常运行。质心调整控制系统的原理是采用适宜的控制算法和调整机构,使卫星质心保持在设定值附近允许误差范围内,并尽量减小质心变化带来的质量特性变化。质心调整系统总体方案如图 1 所示。

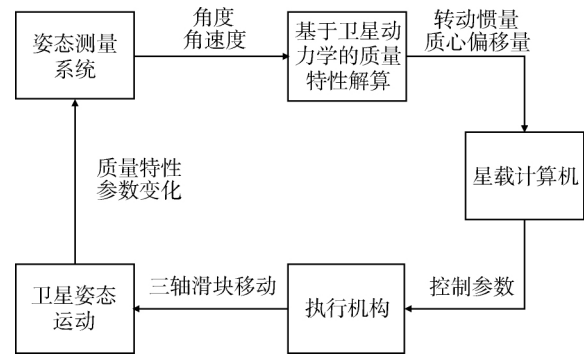


图 1 质心调整系统结构图

Fig. 1 Structure of centroid adjustment system

基于测量数据,需运用卫星动力学模型来对质量特性参数进行在轨辨识。动力学模型通过欧拉角和动量矩定理推导得出,具体推导过程如下:

首先仅考虑质心偏移带来的影响,星体的重心到旋转中心的位移为 r ,因为重心偏离旋转中心,重力将对卫星产生一个附加的重力矩,重力不平衡力矩也成为了卫星质量特性的最主要影响。卫星相对于旋转中心的角动量矢量 H_0 可表达为

$$H_0 = m(r \times v) \quad (1)$$

式中 m 为卫星总质量(kg), v 为卫星角速度(rad/s)。再根据动量矩定理有

$$\frac{dH_0}{dt} = M_0 \quad (2)$$

式中, M_0 为作用在卫星的外力矩(N·m)。因为存在质心与回转中心不重合的情况,所以式(2)可以写成

$$\frac{dH_0}{dt} = (r \times m\ddot{r}) + \dot{H}_c + [\omega \times (r \times m\dot{r})] + (\omega \times H_c) \quad (3)$$

式(3)成立的假设条件是回转中心是静止的,且卫

星被视为刚体. 式中 H_c 为星体相对于质心的动量矩 ($\text{kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$) 表达式为

$$H_c = \begin{bmatrix} I_{xx}\omega_x + I_{xy}\omega_y + I_{xz}\omega_z \\ I_{yx}\omega_x + I_{yy}\omega_y + I_{yz}\omega_z \\ I_{zx}\omega_x + I_{zy}\omega_y + I_{zz}\omega_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中 I 为三轴的转动惯量和惯性积 $\boldsymbol{\omega}$ 为卫星本体坐标系相对于惯性坐标系的角速度. 结合欧拉角描述的坐标系转换方程即可推导出卫星的动力学方程.

但方程较为复杂, 在轨的实际求解过程将十分困难, 需对方程化简. 考虑实际调节时卫星的运行状态和关于 z 轴对称的结构设计要求, 忽略惯量积和各二阶小量, 并且在实际仿真过程中各轴角度较小, 欧拉角可近似线性求解. 在仅考虑附加重力矩的情况下, 得到理想的卫星动力学方程为

$$mg \begin{bmatrix} 0 & -\cos\varphi\cos\theta & \sin\theta \\ \cos\varphi\cos\theta & 0 & \sin\varphi\cos\theta \\ -\sin\theta & -\sin\varphi\cos\theta & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中 φ, θ 为 x, y 轴欧拉角, 从方程中可以看出, 应只考虑质心偏移所造成的重力矩, z 轴欧拉角所带来的影响抵消. 基于上式建立辨识系统使用最小二乘法对质量特性进行在轨实时估计, 将其作为质心调整的输入数据, 供星载计算机计算下一步的质心调整量.

1.2 质量特性调整系统组成

调整系统分为质量特性测算模块和执行模块两部分. 测算模块基于上述模型估算出质心、转动惯量等关键参数的变化值, 再经过星载计算机实时计算相关控制输出; 根据控制指令, 执行模块调整质心位置, 完成质量特性调整.

考虑到小卫星空间及成本限制要求, 本文设计使用电机滑块机构, 结构如图 2 所示, 其工作原理是: 利用丝杠的传动, 将精密步进电机的输出步进角转换为直线输出控制滑块平移, 通过改变滑块在卫星本体坐标系中的位置分布来达到调整卫星质心位置的目的. 质量特性调整机构按卫星体坐标系的 3

个方向安装, 使得三轴电机正交, 在调整过程中无需解耦计算, 简化了实时解算的复杂度.

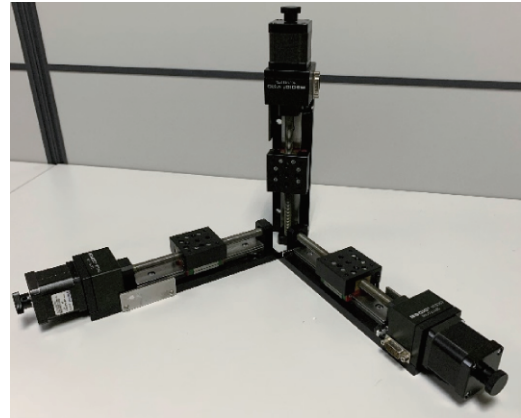


图 2 质心调整模组结构图

Fig. 2 Structure of centroid adjustment module

此调整结构具有体积小、重量轻、控制可靠性高的优点, 且不会出现如飞轮在干扰力矩作用下出现快速饱和的情况, 适用于长时间调节的稳定控制. 系统由星载计算机将计算后的控制指令发送给固定在步进电机上的电机控制器进而完成质量特性调节工作. 卫星质心位置可以通过下式得到:

$$\mathbf{R} = \frac{1}{M} \left(\int_s r dm + \int_e r dm \right) = \frac{1}{M} (m_s \mathbf{r}_s + \sum_{i=1}^3 m_{ei} \mathbf{r}_{ei}) \quad (7)$$

式中, $\mathbf{r}_s \in \mathbf{R}^3$ 为卫星的质心位置矢量, \mathbf{r}_{ei} 是滑块在卫星本体坐标系中的质心矢量, $m_{ei} (i = 1, 2, 3)$ 是调整机构质量, m_s 为除调整机构外其余有效载荷总质量, M 为卫星总体质量. 当 3 个滑块在步进电机驱动下分别移动 $\mathbf{d}_i \in \mathbf{R}^3 (i = 1, 2, 3)$ 距离矢量时, 卫星的质心变化情况为

$$\mathbf{R}' = \frac{1}{M} (m_s \mathbf{r}_s + \sum_{i=1}^3 m_{ei} (\mathbf{r}_{ei} + \mathbf{d}_i)) \quad (8)$$

当三轴滑块质量相等时, 可得质心变化量为

$$\Delta \mathbf{R} = \mathbf{R}' - \mathbf{R} = \frac{m_e}{M} (\mathbf{d}_1 + \mathbf{d}_2 + \mathbf{d}_3) \quad (9)$$

当调整机构按照体坐标系坐标轴正交分布式, 可得 3 个质量滑块的位移矢量分别为

$$\mathbf{d}_1 = \begin{bmatrix} d_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \mathbf{d}_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ d_y \\ 0 \end{bmatrix}, \mathbf{d}_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中, d_x, d_y, d_z 为沿 X, Y, Z 轴的移动距离标量, 将式 (9) 和 (10) 联立, 得到质量块移动距离与星体质心位置变化的关系式如下

$$\frac{M}{m_e} \Delta R = \begin{bmatrix} d_x \\ d_y \\ d_z \end{bmatrix} \quad (11)$$

对调整机构进行误差分析可得: 采用的两相混合式步进电机的步距角为 0.9° , 丝杠的螺距为 1 mm , 因此三轴对应的最大调整分辨率均为 $0.012 \text{ mN} \cdot \text{m}$, 分辨率远小于 $1 \text{ mN} \cdot \text{m}$. 经实测, 步进电机带动丝杠滑块的空回误差小于 0.02° , 远小于步进角, 因此带来的误差满足在轨调整精度要求.

2 在轨质心调整算法

针对小卫星质量特性在轨调节问题, 设计调整控制算法的原则是计算实时性和在轨可实现性. 设计以广泛应用的 PID 控制为基础算法^[14], 选用萤火虫算法优化 PID 控制的参数整定问题, 提高控制性能. 本文的算法 PID 控制器结构如图 3 所示.

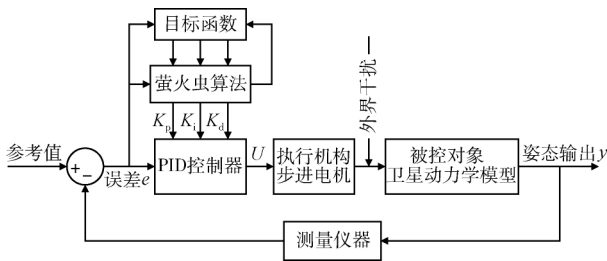


图 3 萤火虫算法 PID 控制器结构图

Fig. 3 Structure of firefly algorithm PID controller

2.1 萤火虫算法

萤火虫算法 (firefly algorithm, FA) 是一种基于群体搜索的新型随机优化算法. 它的基本思想为: 把要优化的数据看成有限空间中无性别区分的萤火虫个体, 模仿自然界萤火虫的发光吸引特性; 发光强度大小代表个体位置 (即优化解) 的优劣, 发光强弱由目标函数决定, 在决策域内与指定函数成比例关系, 最亮的萤火虫即代表函数的最优解; 个体在一定范围内向优秀个体 (发光强的个体) 移动, 而发光最强的萤火虫会做随机运动, 通过重复、选择、移动, 最终实现在搜索空间内的寻优.

萤火虫算法对比其他智能优化算法有一定的优势: 相比粒子群算法^[15], 萤火虫算法无需设置个体移动速度, 无需进行多次计算取概率平均值; 相比于遗传算法, 不需要大量初始种群和复杂的交叉和变异操作, 无需二进制编码, 算法结构简单.

萤火虫算法具体的优化机制和数学描述如下. 萤火虫的相对荧光亮度 I 为

$$I = I_0 \times e^{-\gamma r_{ij}} \quad (12)$$

式中, I_0 为萤火虫自身 ($r=0$ 处) 亮度, 由目标函数值决定, 目标函数值越优则当前位置亮度越高; γ 为光强吸收系数, 通常为常数, 用于体现荧光因距离增加和传播介质吸收而逐渐减弱的特性; r_{ij} 为萤火虫 i 和 j 之间的空间距离. 萤火虫的吸引度

$$\beta = \beta_0 e^{-\gamma r_{ij}^2} \quad (13)$$

式中 $\beta_0 \in [0, 1]$ 为初始位置即最大荧光亮度位置的吸引度大小. 萤火虫 i 被萤火虫 j 吸引的位置更新公式, 也就是最优目标迭代公式为

$$x_i^{t+1} = x_i^t + \beta_0 e^{-\gamma r_{ij}^2} (x_j^t - x_i^t) + \alpha (\xi - 0.5) \quad (14)$$

式中, X_i 和 X_j 分别为萤火虫 i 和 j 所处的空间位置, t 为迭代次数, α 为步长因子, ξ 为 $[0, 1]$ 上服从均匀分布的随机数. 公式第二项为吸引力影响项, 第三项为随机化项.

2.2 算法改进

虽然萤火虫算法在很多优化问题上表现出较好的性能, 但仍存在诸如收敛速度慢、在迭代后期存在局部或全局极值附近反复振荡等问题.

针对上述问题, 提出一种改进的自适应参数萤火虫算法, 借鉴粒子群算法中的惯性权重改进策略, 动态步长因子能更好的平衡算法的搜索能力, 初期的较大值有利于全局搜索, 后期的较小值有利于局部搜索, 从而提高了算法的实时性和在轨质心调节的效率.

根据萤火虫算法原理, 群体在搜索过程中将逐渐汇聚, 最终收敛到最优点. 由此, 对于任意两个萤火虫个体 X_i 和 X_j 可以得到:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} X_i(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} X_j(t), \forall i \neq j, i, j = 1, 2, \dots, N \quad (15)$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} X_i(t+1) = \lim_{t \rightarrow \infty} X_i(t), i = 1, 2, \dots, N \quad (16)$$

式 (10) 表达所有个体收敛到一点, 式 (11) 表示收敛后解的一致性. 根据萤火虫算法的吸引度和位置更新公式结合可以推导出:

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} X_i(t+1) - X_i(t) &= 0 \\ \Rightarrow \beta_0 \lim_{t \rightarrow \infty} e^{-\gamma r_{ij}^2} \lim_{t \rightarrow \infty} (X_j(t) - X_i(t)) + \\ &(\xi - 0.5) \lim_{t \rightarrow \infty} \alpha = 0 \\ \Rightarrow 0 + (\xi - 0.5) \lim_{t \rightarrow \infty} \alpha &= 0 \\ \Rightarrow \lim_{t \rightarrow \infty} \alpha &= 0 \end{aligned} \quad (17)$$

从式 (17) 中可以看出, 当算法收敛时, 步长因

子将趋于 0. 基于此, 可将步长因子参数按照一定的规律进行动态更新, 以加快算法的收敛速度 α 的更新公式如下:

$$\alpha(t+1) = k_0 \left(1 - \frac{t}{T_{\max}}\right) \alpha(t) \quad (18)$$

式中, k_0 为步长衰减系数, 取值范围为 [0.95, 0.99], 用于提高算法后期的局部寻优能力, T_{\max} 为设置的最大迭代次数. 随着迭代次数的增加, 步长因子 α 逐渐减小至 0.

将 PID 参数整定的重要性能指标 ITAE (the integral of the time multiplied absolute value of the error) 作为萤火虫优化算法的目标函数 (适应度函数), 以此判断萤火虫位置的优劣, 并在迭代后期向最优解位置聚集. ITAE 目标函数表达式为

$$F = \int_0^{\infty} t |e(t)| dt \quad (19)$$

式(19)表达了时间与误差绝对值乘积的积分, 当 ITAE 函数达到极小值时, 控制系统最优. 因萤火虫算法是在空间中寻找最大荧光亮度值, 所以在对 PID 控制器进行建模时, 用 ITAE 函数的倒数值作为目标函数, 即将目标函数的最小值转为最大值.

2.3 算法流程

改进的萤火虫算法具体步骤如图 4 所示.

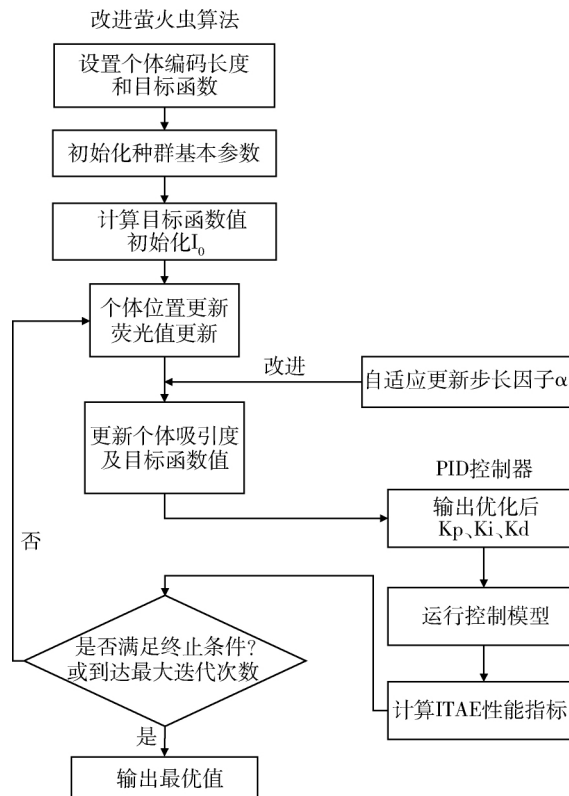


图 4 算法流程图

Fig. 4 Algorithm flowchart

算法主要分为初始化、迭代优化和输出判定 3 个部分. 改进算法在迭代过程中引入步长因子更新环节, 加快迭代速度.

3 质心调整地面气浮台仿真系统

为了验证质量特性调整算法和机构的有效性, 设计地面调节仿真系统. 使用三自由度气浮转台模拟小卫星在太空环境中的运行状态, 并在台上放置真实星上部件及有效载荷, 通过星载嵌入式计算机注入编写的算法程序, 完成半物理仿真实验. 整套仿真系统实现了卫星在轨质量特性调整的精准演示, 可以对卫星的质量特性调整算法和硬件进行有效评估.

质量特性调整仿真系统主要由三自由度气浮平台、地面控制上位机组成. 系统用来模拟小卫星的太空运行状态, 如图 5 所示. 仿真实验系统各组成部分的具体实现功能为: 三自由度高精度气浮转台用来在地面模拟小卫星的在轨运行状态, 通过气浮球轴承支撑浮起部分实现空间三轴自由转动, 模拟太空微重力、微摩擦的环境. 其上按照实际卫星载荷布局, 搭载了星上传感器 (三轴光纤陀螺和两轴倾角仪)、星载计算机 (控制中心机) 以及质心调整执行机构, 并配有电源供电模块、无线通信模块和供气结构组件等辅助功能模块; 地面上位机负责承担仿真数据和控制指令的收发、显示、储存等任务, 并实现与平台上星载计算机的无线通信功能.

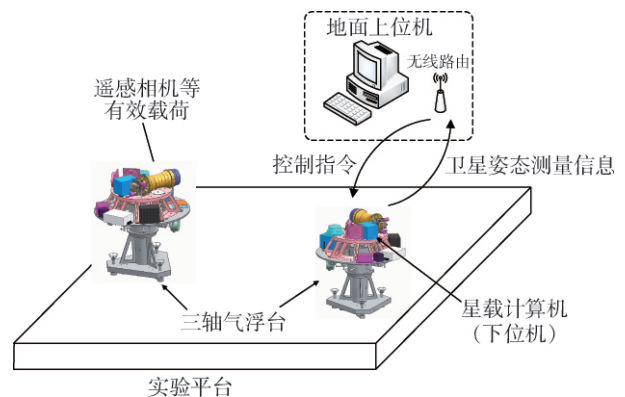


图 5 仿真系统示意图

Fig. 5 Schematic diagram of simulation system

通过气浮平台上的装置, 即可实现质量特性调整功能. 系统使用三轴光纤陀螺和两轴倾角仪对卫星的角速度和角度姿态信息进行实时的采集并发送

回星载计算机;星载计算机基于卫星动力学模型对质量特性参数进行辨识,计算出三轴的质心偏移量转换为执行机构移动距离参数,最终发出控制信号至执行机构控制器;执行机构受星载计算机控制,驱动步进电机分别调节三轴质量滑块,达到调整气浮平台质量特性的目的.三自由度气浮平台实物图如图 6 所示.



图 6 三自由度气浮台实物图
Fig. 6 Three-axis air floating platform

4 仿真实验分析

通过上述实验平台对本文设计的质量特性调整方法进行仿真验证.基于三轴气浮台模拟卫星在轨运行状态,由正交分布的调节电机机构完成质心调整动作.将设计的算法编写程序注入气浮台嵌入式中心机,使用中心机对姿态信息进行解算,发出控制指令,并输出质心调整结果和平台实时参数至上位机显示,构建完整的实验链路.

系统采用的 3 个运动滑块实际质量分别为 $m_1 = 0.497 \text{ kg}$ $m_2 = 0.495 \text{ kg}$ $m_3 = 0.497 \text{ kg}$.萤火虫算法初始参数设定如下:种群大小为 30,迭代次数为 100 次,最大吸引度 β_0 为 0.9,初始步长因子 $\alpha = 0.5$,光强吸收系数 $\gamma = 1$.采用式(14)所示的自适应步长因子,对于气浮平台的复杂非线性被控对象,PID 三参数的搜索范围定为 $[0, 10]$.

经本文改进算法优化后,PID 控制器参数自整定结果为: $K_p = 5.12$ $K_i = 3.03$ $K_d = 1.44$,ITAE 目标函数最优值 $BestF = 30.0497$.迭代实验选取标准萤火虫算法与本文改进的自适应步长位置更新公式

萤火虫算法进行对比.最优个体的 ITAE 目标函数迭代情况如图 7 所示.

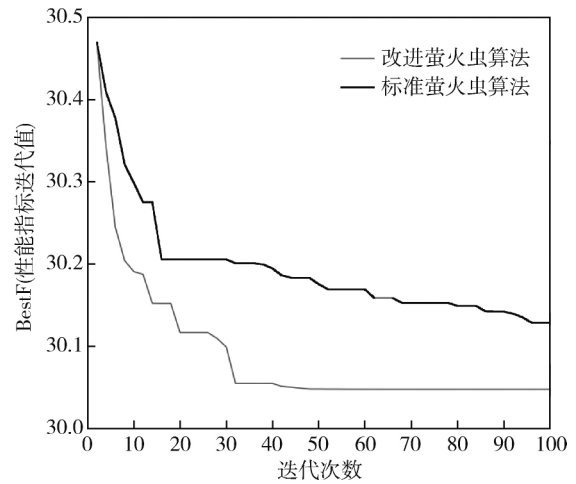


图 7 迭代过程图
Fig. 7 Iterative process diagram

从图 7 中可以看出,改进型算法的寻优效率更高,迭代误差曲线收敛速度更快.相比于标准算法具有更好的全局搜索能力,前期能够快速寻优.另一方面,标准算法受后期固定步长因子影响收敛速度很慢,达到最大迭代次数仍没有收敛,有陷入局部极小值情况.而自适应步长能很好的提升算法后期的局部搜索能力,在第 48 次迭代后就成功收敛,避免局部极小值.

为进一步验证本文算法的有效性和优越性,选用常用的 PID 参数整定方法 Z-N 法(Ziegler-Nichols 法)和同为群优化算法的粒子群算法(PSO)作为比较对象.针对步进电机执行机构,三种算法的 PID 单位阶跃响应结果如表 1 和图 8 所示.

表 1 PID 控制调整结果
Tab. 1 PID control adjustments

整定方法	K_p	K_i	K_d	超调量/%	调整时间	上升时间	稳态误差
Z-N 法	8.45	4.21	2.14	14.0	4.8	1.1	-3.8×10^{-5}
PSO	7.27	4.11	1.42	9.1	5.7	1.3	-2.1×10^{-6}
改进 FA	5.12	3.03	1.44	3.1	3.3	0.9	-1.9×10^{-6}

由图 8 和表 1 对比可以看出,本文的改进萤火虫算法对 PID 控制系统的优化效果更好:超调量明显降低,动态特性最稳定,且稳态误差最小;对比 Z-N 法和 PSO 算法有更好的鲁棒性和稳定性.且卫星质心调整过程时对超调量十分敏感,所以本文算法

更能满足在轨质心调整的稳定控制要求.

将本文的改进萤火虫算法 PID 控制器编写程序注入气浮平台中心机,基于上述仿真系统进行半物理仿真实验.由气浮台特性可知 Z 轴偏航角 ψ 的初始值不影响气浮台摆动状态, X 轴、Y 轴欧拉角 ϕ 、 θ 可使其等价,故选择 X 轴质心偏移量调节情况进行分析,设定仿真实验中气浮平台初始条件为:

$$r_x = 5.8 \times 10^{-5} \text{ m}; r_y = 0 \text{ m}; r_z = -2.1 \times 10^{-5} \text{ m}; \varphi = 6^\circ; \theta = \psi = 0.$$

在上述初始条件下,应用本文算法控制的气浮台单轴质心调整效果如图 9 所示.

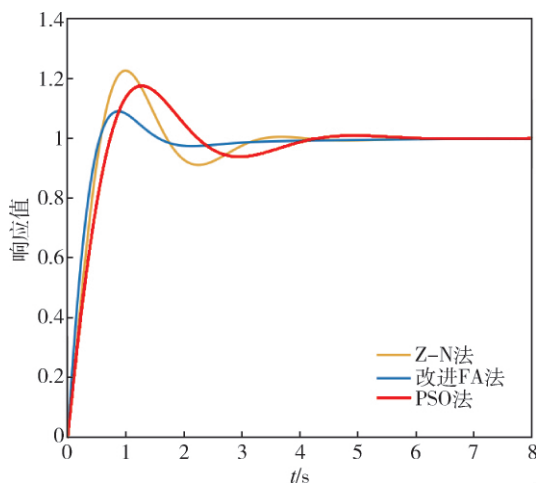


图 8 执行机构单位阶跃响应图
Fig. 8 Unit step response of actuator

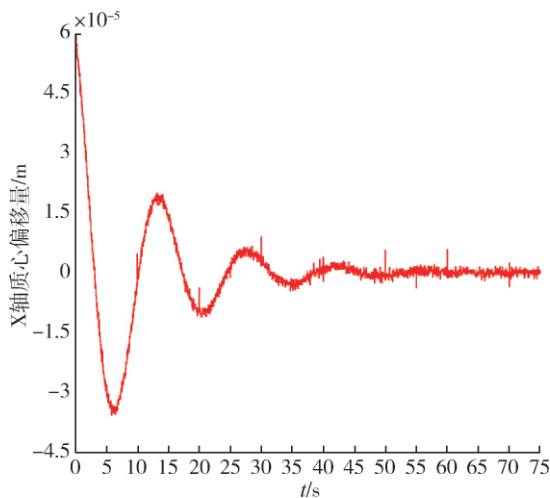


图 9 X 轴质心调整曲线图
Fig. 9 Curve of X-axis centroid adjustment

从图中可以看出,基于改进萤火虫算法整定 PID 控制可以很好的对卫星质心偏移进行快速调

整.在地面气浮平台上,可以在 59 s 内将单轴质心进行快速精确的调平,并且系统鲁棒性和抗干扰性均符合在轨要求,验证了算法和调整系统在卫星在轨应用的有效性.

5 结 论

本文针对小卫星在轨质量特性调整问题提出了一种高精度调整机构和快速精确在轨自动调整算法.从实验结果可知相比于其他算法,改进的萤火虫算法可以有效的提高 PID 参数整定寻优速度和精度,并在质心调整控制时具有更好的动态性能和稳态误差.通过基于地面气浮平台的半物理仿真实验,验证了本文的正交电机滑块组调整机构可以有效进行小卫星在轨质量特性自动调节,同时验证了算法的实时性和在轨的可实现性,为后续小卫星在轨控制研究提供了重要依据.

参 考 文 献

[1] 梅昌明.微小卫星姿态确定与控制及半实物仿真 [D].长沙:国防科技大学,2015.

[2] 徐伟,朴永杰.从 Pleiades 剖析新一代高性能小卫星技术发展 [J].中国光学,2013,6(1):9-19.
XU W,PIAO Y J. Analysis of new generation high-performance small satellite technology based on the Pleiades [J]. Chinese Journal of Optics,2013,6(1):9-19.

[3] BRYAN S G. Attitude control system design for ION, the Illinois observing nanosatellite [D]. Graduate College of the University of Illinois at Urbana-Champaign, 2004.

[4] 王秋晓,王迎.飞行器质量特性参数测量 [J].重庆大学学报,2011,34(12):23-28.

[5] 钟江,赵章风,乔欣,等.基于三点支撑的质心测量系统及误差分析 [J].中国机械工程,2010(12):1469-1472.
ZHONG J,ZHAO Z F,QIAO X,et al. Centroid measurement system and error analysis based on three-point supported [J]. China Mechanical Engineering,2010(12):1469-1472.

[6] 周念,张万欣,司怀吉.小质量不规则物体质心测量方法研究 [J].载人航天,2017,23(3):408-413.
ZHOU N,ZHANG W X,SI H J. Research on centroid measurement method of small mass and irregular structure objects [J]. Manned Spaceflight,2017,23(3):408-413.

[7] 侯振东,王兆魁,张育林.基于推力器的组合航天器

- 质量特性辨识方法研究[J]. 航天控制, 2015, 33(1): 54-60.
- HOU Z D, WANG Z K, ZHANG Y L. Research on identification of mass characteristics for spacecraft combination based on thrusters[J]. Aerospace Control, 2015, 33(1): 54-60.
- [8] 黄龙飞, 尚志, 柳宁. 变结构航天器动力学特性在轨辨识方法综述[J]. 航天器工程, 2015, 24(3): 100-106.
- HUANG L F, SHANG Z, LIU N. Discussion on method of on-orbit identification of dynamic characteristics for variable structure spacecraft[J]. Spacecraft Engineering, 2015, 24(3): 100-106.
- [9] 辛星. 敏捷卫星大角度姿态机动与稳定控制研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- [10] 王书廷. 卫星及气浮台质量特性的在线辨识算法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006.
- [11] 梁彦, 刘超镇, 卢山, 等. 飞行器在轨姿态稳定性控制参数辨识仿真[J]. 计算机仿真, 2016, 33(10): 18-22.
- LIANG Y, LIU C Z, LU S, et al. Identification and simulation of attitude control parameters for on-orbit satellite[J]. Computer Simulation, 2016, 33(10): 18-22.
- [12] 彭建新, 翁小雄. 基于萤火虫算法优化 BP 神经网络的公交行程时间预测[J]. 广西师范大学学报(自然科学版), 2017, 35(1): 28-36.
- PENG J X, WENG X X. Bus travel time prediction based on BP neural network optimized by fire fly algorithm[J]. Journal of Guangxi Normal University (Natural Science Edition), 2017, 35(1): 28-36.
- [13] 李巍华, 翁胜龙, 张绍辉. 一种萤火虫神经网络及在轴承故障诊断中的应用[J]. 机械工程学报, 2015, 51(7): 99-106.
- LI W H, WENG S L, ZHANG S H. A firefly neural network and its application in bearing fault diagnosis[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015, 51(7): 99-106.
- [14] 李军, 周永言, 刘哲, 等. 在工业过程控制领域: 基础控制技术的进展与展望[OL]. 北京: 自动化学报, 2019-05-07. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2109.TP.20190507.1648.001.html>.
- [15] 胡伟, 徐福缘. 基于改进粒子群算法的 PID 控制器参数自整定[J]. 计算机应用研究, 2012, 29(5): 1791-1794.
- HU W, XU F Y. Self-tuning of PID parameters based on improved particle swarm optimization[J]. Application Research of Computers, 2012, 29(5): 1791-1794.

作者简介: 周国光(1995—), 男, 硕士研究生, 研究方向为卫星仿真电子学系统; 徐伟(1981—), 男, 研究员, 研究方向为星载一体化卫星技术、高可靠一体化航天电子学系统等; 杨秀彬(1982—), 男, 研究员, 研究方向为动态光学成像与任务规划设计; 常琳(1985—), 女, 助理研究员, 研究方向为卫星姿态控制。