

doi: 10.7690/bgzdh.2019.05.013

微纳卫星姿态控制系统的半实物仿真

张 威¹, 闻 新², 魏炳翌²

(1. 北京石油化工学院信息工程学院, 北京 102617; 2. 南京航空航天大学航天学院, 南京 210016)

摘要: 针对脉冲等离子体推进器作为执行机构的微纳卫星姿态控制系统(attitude control system, ACS)仿真的需要, 采用脉冲信号控制双旋翼实验平台对微纳卫星姿态控制系统进行半实物仿真。使用 Elman 神经网络 PID 的控制策略, 在线调整 PID 参数, 适应动态系统。通过半实物仿真平台的对比试验, 验证了 Elman 神经网络 PID 控制系统自适应能力强、超调量小等优点, 同时也验证了双旋翼实验平台对于脉冲等离子体推进器半实物仿真的有效性。

关键词: 脉冲等离子体推进器; 卫星姿态; 半实物仿真; Elman 神经网络; PID 控制

中图分类号: TP206 **文献标志码:** A

Semi-physical Simulation of Attitude Control System for Micro-nano Satellite

Zhang Wei¹, Wen Xin², Wei Bingyi²

(1. School of Information Engineering, Beijing Institute of Petrochemical Technology, Beijing 102617, China;

2. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautic, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at the need for simulation of attitude control system (ACS) of micro-nano satellite with pulsed plasma thruster as actuator, a semi-physical simulation of attitude control system of micro-nano satellite was carried out on a dual-rotor experimental platform controlled by pulsed signal. The control strategy of Elman neural network PID is used to adjust the parameters of PID on-line and adapt to the dynamic system. Through the comparative experiment of semi-physical simulation platform, the advantages of Elman neural network PID control system, such as strong adaptive ability and small overshoot, are verified. At the same time, the validity of dual-rotor experimental platform for semi-physical simulation of pulsed plasma thruster is verified.

Keywords: pulse plasma thruster; satellite attitude; semi-physical simulation; Elman neural network; PID control

0 引言

随着国内外航天事业的不断发展, 采用微纳航天器编队执行的太空任务也日益增加。例如: 深空探测任务 ST-3, TPF, LISA, DARWIN^[1-3]; 近地环境任务 EO-1, ION-F, PRISMA, CLS3, SMART-2^[4-7]等。在微纳航天器编队飞行任务中, 存在一些问题: 1) 编队成员间的碰撞躲避, 需要轨道或姿态机动; 2) 任务期间精确编队。想要解决这些问题, 需要适当的控制率和精密的执行器。对于姿态控制系统, 最常用的执行器是反作用飞轮, 但是大小和质量等因素均限制了反作用飞轮在微纳航天器姿态控制系统中的使用。推进器可以代替反作用飞轮。根据推进剂的类型和配置, 他们被划分为不同的类别: 1) 离子推进器; 2) 霍尔推进器; 3) 磁等离子体动力学(MPD)推进器; 4) 脉冲等离子体推进器(pulsed plasma thruster, PPT)^[8-10]。

脉冲等离子体推进器可以达到和反作用飞轮同样的精度, 且具有较低的成本、较轻的重量和低复杂性, 但脉冲等离子体推进器也存在一些缺点: 其产

生的推力很难测量, 并且故障后脉冲等离子体推进器状态量难以观测。

卫星姿态控制系统是卫星的一个重要部分, 笔者采用四元数的姿态描述方法, 得出卫星的姿态动力学方程, 推导出卫星姿态运动学方程^[11]。

航天器控制系统的主要验证方法是仿真, 可将其分为数学仿真、半实物仿真和全实物仿真^[12]。数学仿真实现简便灵活, 但由于数学模型不具有实物特性, 模型实物之间的差距是验证不充分、不全面; 全实物仿真真实性最高, 但实现难度大; 半实物仿真时重点验证实物接入, 综合仿真置信度最高, 所以是当前工程领域使用最普遍的仿真验证方式^[13]。

针对脉冲等离子体推进器作为执行机构的微纳卫星姿态控制系统, 笔者采用脉冲信号控制的双旋翼实验平台对微纳卫星姿态控制系统进行半实物仿真。通过采用 Elman 神经网络 PID 的控制策略, 在线调整 PID 参数, 适应动态系统, 并进行姿态控制对比试验, 验证 Elman 神经网络 PID 控制系统与双旋翼实验平台半实物仿真的有效性。

收稿日期: 2019-02-10; 修回日期: 2019-04-01

作者简介: 张 威(1973—), 男, 北京人, 硕士, 副教授, 从事航天器故障诊断与协同控制研究。

1 脉冲等离子体推进器

PPT 作为电推进技术的一种，具有比冲高、功耗低、结构简单、质量轻等优点，可应用于轨道转移、位置保持、阻力补偿、精确编队飞行以及姿态控制等许多微纳航天器的推进任务，目前已成为电推进技术的重要发展方向之一^[14]。

在过去 30 年中，美国的 LES6，LES8/9，EO-1 等均应用了 PPT 系统，笔者通过文献[15-16]定义的运行特性，提出了脉冲等离子推进器的状态空间模型，并应用于卫星姿态控制系统当中。

脉冲等离子推进器主要参数见表 1。下面给出脉冲离子推进器的数学模型：

$$\dot{x}_1(t) = x_3(t), \quad \dot{x}_2(t) = x_4(t), \quad \dot{x}_3(t) = \frac{1}{2} \frac{L'_{pe}}{m_0} [x_4(t)]^2,$$

$$\dot{x}_4(t) = \frac{-C^{-1}x_2(t) - L_T(t)x_4(t) - R_T x_4(t) + V_0}{L_T(t)}. \quad (1)$$

$$y_1 = m_0 x_3 f, \quad y_2 = x_4. \quad (2)$$

其中： x_1 是 PPT 位置信息； x_2 是电容电荷量； x_3 是速度； x_4 是放电电流； v 是电容电压； y_1 是推力， $R_T = R_c + R_e + R_{pe} + R_p$ ， $L_T(t) = L_c + L_e + L_{pe}(t)$ 。

$${}^b \mathbf{F} = F \cdot {}^b \mathbf{e}, \quad {}^b \mathbf{T} = {}^b \mathbf{r} \times {}^b \mathbf{F}. \quad (3)$$

其中： ${}^b \mathbf{e}$ 是单位推力向量； \mathbf{F} 是脉冲等离子推进器推力； ${}^b \mathbf{T}$ 是机体坐标系下的推力转矩。

表 1 脉冲等离子推进器主要参数

初始电压	电容/μF	电容/电阻/Ω	初始电感/mH	间隙宽度/μm	电子密度/(WbA ⁻¹ m ⁻¹)	通道长度/m
1 538	17	30	35	2.54	2.54	1e-21

2 卫星姿态控制系统

三轴姿态主动控制方法虽成本较高，但因其精度高，所以通常被用于现代卫星的姿态控制。通过 3 组 6 个脉冲离子推进器在卫星 3 个主轴方向产生的控制力矩 $\tau_x, \tau_y, \tau_z, -\tau_x, -\tau_y, -\tau_z$ ，从而实现对卫星的姿态控制^[17]。微纳卫星姿态控制系统如图 1 所示。

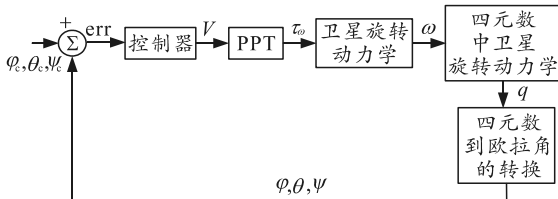


图 1 微纳卫星姿态控制系统

描述卫星姿态控制的动力学与运动学方式是一组非线性方程，卫星旋转运动可以用刚体动力学

方程：

$$\mathbf{T} = \mathbf{h} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} = \mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\omega}). \quad (4)$$

其中： \mathbf{T} 是卫星整体受到的转矩； \mathbf{h} 是卫星角动量， $\boldsymbol{\omega}$ 是卫星转动角速度； \mathbf{I} 是卫星转动惯量。假设使用卫星机体坐标系，且转动惯量不变，因为卫星机体对称，转动惯量矩阵非对角元素为零。

$$\mathbf{I} = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix}. \quad (5)$$

将卫星动力学方程写成分量集合的形式：

$${}^b \dot{\omega}_x = \frac{{}^b T_x}{I_x} + \frac{I_y - I_z}{I_y} {}^b \omega_y {}^b \omega_z;$$

$${}^b \dot{\omega}_y = \frac{{}^b T_y}{I_y} + \frac{I_z - I_x}{I_y} {}^b \omega_z {}^b \omega_x;$$

$${}^b \dot{\omega}_z = \frac{{}^b T_z}{I_z} + \frac{I_x - I_y}{I_z} {}^b \omega_x {}^b \omega_y. \quad (6)$$

其中左上标 b 代表卫星机体坐标系。

为了避免欧拉角的奇点，卫星动力学必须采用四元数表达，给定四元数运动微分方程

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix}. \quad (7)$$

写成仿射非线性系统

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\mathbf{u}, \quad \mathbf{y} = \mathbf{x}. \quad (8)$$

其中：

$$\mathbf{x} = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_x \quad q_y \quad q_z]^T,$$

$$\mathbf{u} = [T_x \quad T_y \quad T_z]^T,$$

$$\mathbf{y} = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_x \quad q_y \quad q_z]; \quad (9)$$

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{pmatrix} \frac{1}{2}(-q_1\omega_x - q_2\omega_y - q_3\omega_z) \\ \frac{1}{2}(q_0\omega_x - q_3\omega_y + q_2\omega_z) \\ \frac{1}{2}(q_3\omega_x + q_0\omega_y - q_1\omega_z) \\ \frac{1}{2}(-q_2\omega_x + q_0\omega_y - q_0\omega_z) \\ \frac{I_y - I_z}{I} \omega_y \omega_z \\ \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_z \omega_x \\ \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y \end{pmatrix}; \quad (10)$$

$$g(\mathbf{x}) = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}. \quad (11)$$

2.1 传统 PID 控制策略

对于一般系统而言，PID 控制是自动控制中产生最早、应用最广的控制方法。通常采用离散形式的 PID 控制器。

$$e(t) = x(t) - y(t). \quad (12)$$

式中：x 为输入值，y 为实际输出值

$$u(t) = K_p e(t) + K_I \int_0^t e(t) dt + K_D \frac{de(t)}{dt}. \quad (13)$$

式中：K_p 为比例系数；K_I 为积分系数；K_D 为微分系数。控制器结构如图 2 所示。

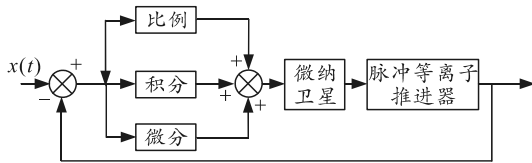


图 2 传统 PID 控制

2.2 Elman 神经网络 PID 控制器

由于 Elman 神经网络是在 BP 神经网络基础上变化而来，因此 Elman 神经网络也使用标准 BP 算法即反向传播算法。许多实验结果表明：因为待寻优的参数多会导致收敛速度慢的问题，同时因为目标函数存在多个极值点，该算法进行学习时，极易陷入局部极小值。为了解决这些问题，很多人对 Elman 网络做出了改进，从而提高 Elman 性能^[12-13]。笔者采取了一种比较著名的修正型 Elman 网络，来提高收敛速度和精度。该网络在原来的基础上为承接层加入了自反馈连接，提高了网络的动态记忆功能。该网络结构如图 3^[18-19]所示。

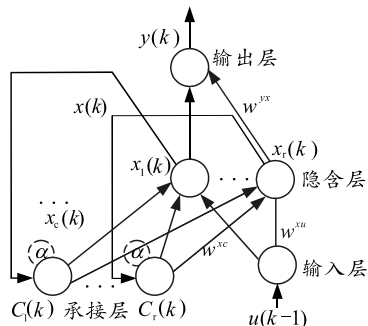


图 3 修正型 Elman 神经网络结构

修正后的 Elman 神经网络的数学模型如下：

$$\left. \begin{aligned} x(k) &= f(w^{xc}c(k) + w^{xu}u(k-1)) \\ x_c(k) &= x(k-1) + \alpha c(k-1) \\ y(k) &= g(w^{yx}x(k)) \end{aligned} \right\}. \quad (14)$$

式中的 α 是承接层自连接反馈增益因子，且 $\alpha \in [0,1)$ ，当 $\alpha=0$ 时网络是标准的 Elman 网络， α 不为零时，即为修正型的 Elman 网络。修正后的 Elman 网络可以模拟高阶的动态系统，并且可利用动态梯度下降算法对权值进行在线更新。

引理 1 根据隐层和隐层节点足够多时，神经网络可以逼近非线性函数的特性，给定逼近误差 $\varepsilon(x) > 0$ 情况下，则非线性函数 $k(x,u)$ 为

$$k(x,u) = \mathbf{W}^T g(\mathbf{x},u) + \varepsilon(x). \quad (15)$$

式中： $\mathbf{W} = [w_1, w_2, \dots, w_N]^T$ 为权值向量，根据 Elman 神经网络的逼近特性，存在一个边界权值 \mathbf{W}_M ，使得

$$\|\mathbf{W}\|_F \leq \mathbf{W}_M, \quad (16)$$

则，网络的输出估计为

$$\hat{k}(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}) = \hat{\mathbf{W}}^T g(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}). \quad (17)$$

在神经网络结构已知情况下，选取权值更新方案时要能够保证系统的稳定性，采用梯度下降算法更新权值，并加入修正项以提高系统鲁棒性。

求解可得

$$\mathbf{e} = -N_c^{-1} \mathbf{e}_w^T g(\hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}) + \chi. \quad (18)$$

根据带修正项的梯度下降算法可得

$$\dot{\hat{\mathbf{W}}} = -\eta \cdot \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \hat{\mathbf{W}}} - \sigma \|\mathbf{e}_y\| \hat{\mathbf{W}}. \quad (19)$$

其中： $\mathbf{F} = \frac{1}{2} \mathbf{e}_y^T \mathbf{e}_y$ ； η 为学习率； α 为衰减系数。

$$\dot{\mathbf{F}} \leq -\frac{1}{2} \alpha_{\min}(\mathbf{Q}) \|\mathbf{e}\|^2 + \|\mathbf{e}\| \left[\|\mathbf{P}\| \hat{\delta} + (\sigma \|\mathbf{C}\| - L_1^2) L_2^2 - (\sigma \|\mathbf{C}\| - L_1^2) \cdot (L_2 - \|\mathbf{e}_w\|)^2 - (L_1 \|\mathbf{e}_w\|)^2 \right]. \quad (20)$$

当

$$\left. \begin{aligned} \|\mathbf{e}\| &> \frac{2}{\alpha_{\min}(\mathbf{Q})} \left[\|\mathbf{P}\| \hat{\delta} + (\sigma \|\mathbf{C}\| - L_1^2) L_2^2 \right] \\ \sigma &\geq \frac{L_1^2}{\|\mathbf{C}\|} \end{aligned} \right\}. \quad (21)$$

$\dot{\mathbf{F}} \leq 0$ ，即可使估计误差 \mathbf{e} 、权值误差 \mathbf{e}_w 和输出误差 \mathbf{e}_y 均是有界的，满足控制器稳定的条件。

笔者结合传统 PID 和 Elman 神经网络，设计 Elman 网络 PID 控制器。控制器结构如图 4 所示。通过 Elman 网络，根据系统实时信息在线调整 PID

参数，提高系统的自适应能力与鲁棒性。

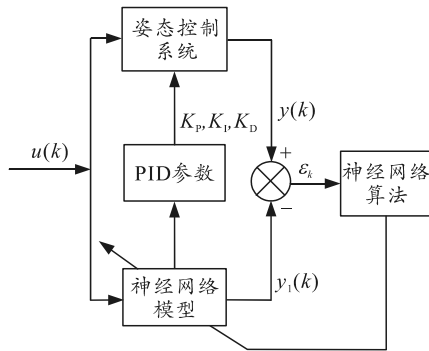


图 4 Elman 神经网络 PID 结构

3 卫星姿态控制系统

双旋翼实验平台是一种用来检验控制算法的实验平台^[20-23]。

在微纳卫星姿态控制系统中，双旋翼实验平台主要针对脉冲离子推进器进行实物模拟，所以控制信号采用 Matlab 仿真出的脉冲离子推进器推力数据。利用脉冲推力信号作为控制信号可以有效地模拟脉冲离子推进器实际效果。双旋翼实验平台结构如图 5 所示。

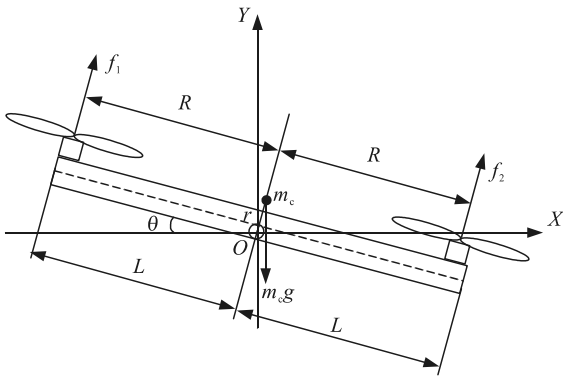


图 5 双旋翼实验平台

由受力图可得到动力学方程：

$$I\ddot{\theta} = mg \sin \theta + T \quad (22)$$

其中： T 为推力； I 为转动惯量； θ 为卫星角度参数； m 为整体质量； g 为重力加速度，采用脉冲等离子推进器的数值仿真数据。

4 仿真分析与验证

脉冲等离子推进器模型利用 LES-8/9 卫星推进器数据^[24]。推进器数据由电容器、电极、点火器和弹簧组成，其中电容器放电周期约 1.8×10^{-5} s，初始电容电压为 910 V，其推力数学仿真结果如图 6。由图可知：在一个放电周期内能够产生 7.1×10^{-5} N 的推力，运行 1 s 能产生 0.5 N 的推力。

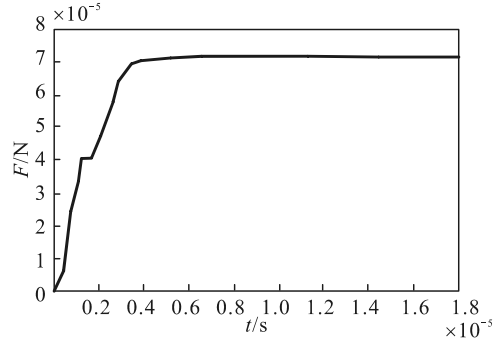


图 6 脉冲离子体推进器推力仿真

三轴稳定卫星姿态控制系统需要 3 组 6 个脉冲等离子推进器，微纳卫星的每个轴固定一组脉冲等离子推进器，提供卫星姿态机动的动力。

图 7 是采用脉冲等离子推进器的卫星姿态俯仰角利用传统 PID 作为控制器 Matlab 数值仿真结果。图 8 与图 9 是在 Elman 神经网络 PID 控制下的俯仰角 Matlab 仿真结果。

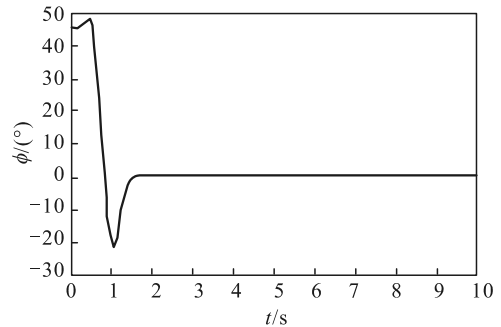


图 7 传统 PID 姿态控制俯仰角仿真

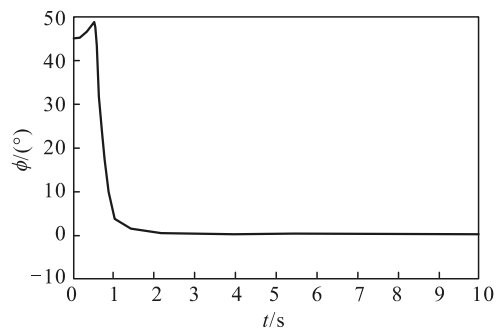


图 8 Elman 神经网络 PID 俯仰角仿真

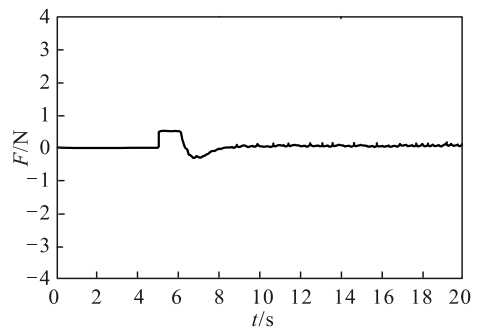
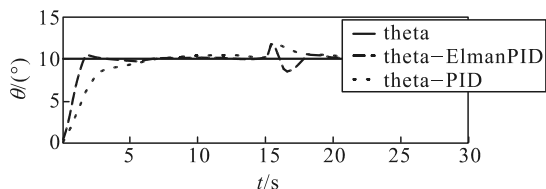


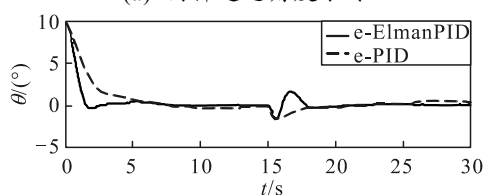
图 9 Elman 神经网络 PID 推力仿真

由图 7 与 8 可以看出：在 Matlab 的仿真平台下，相比传统 PID 控制效果，Elman 神经网络明显具有响应快，超调量小的特点。

为了验证 Elman 神经网络 PID 在微纳卫星姿态控制系统实际效果，在双旋翼实验平台条件下，对传统 PID 控制和 Elman 神经网络 PID 控制进行对比仿真，结果如图 10 与图 11 所示。

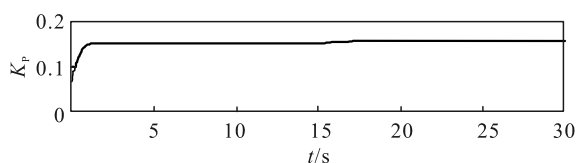


(a) 俯仰通道角度跟踪

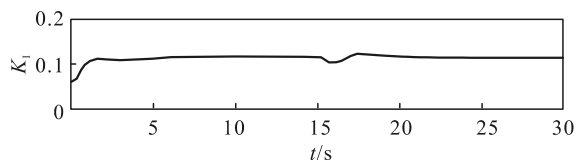


(b) 俯仰通道角度跟踪误差

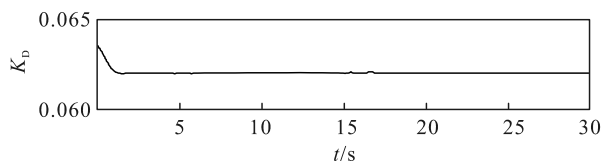
图 10 俯仰通道输出跟踪曲线以及跟踪误差



(a) K_p 参数变化



(b) K_i 参数变化



(c) K_d 参数变化

图 11 俯仰通道神经网络 PID 控制系统权值变化

可以看出：在双旋翼实验平台仿真条件下，图 10 与图 11 相比，传统 PID 控制效果具有响应快、超调量小的特点。双旋翼实验平台的半实物仿真与 Matlab 数值仿真结果相同，从而验证了姿态控制算法与半实物仿真的有效性。

5 结论

笔者采用脉冲信号控制双旋翼实验平台，对脉冲等离子推进器作为执行机构的微纳卫星进行了半

实物仿真，并提出了一种基于 Elman 神经网络的 PID 控制策略。通过半实物仿真平台的对比试验，验证了该控制方法能够动态地调节 PID 控制参数，可适用于卫星姿态控制系统，同时验证了双旋翼实验平台对于脉冲等离子推进器半实物仿真的有效性。但是，在加入脉冲等离子推进器后，系统响应时间减慢，同时姿态控制系统调节时间增长，并且 Elman 神经网络 PID 控制依赖于神经网络训练的程度，在不同的仿真条件下，结果可能具有差异性，这些问题有待于进一步的完善。

参考文献：

- [1] AUNG M, AHMED A, WETTE M, et al. An overview of formation flying technology development for the Terrestrial Planet Finder mission[C]//Aerospace Conference, 2004. Proceedings. IEEE, 2004: 2667-2679.
- [2] ROBERTS, JENNIFER A. Satellite formation flying for an interferometry mission[Z]. Cranfield University, 2005.
- [3] LAPOINTE M R. Formation Flying with Shepherd Satellites[Z]. Ohio Aerospace Institute, NIAC Phase I presentation, October 2001.
- [4] CAMPBELL M, FULLMER R R, HALL C D. The ION-F Formation Flying Experiments[C]. AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, January 2000.
- [5] PERSSON S, BODIN P, GILL E, et al. PRISMA - An Autonomous Formation Flying Mission[C]. Small Satellite Systems and Services - The 4S Symposium, September 2006.
- [6] GIDLUND S. Design Study for a Formation Flying Nanosatellite Cluster[D]. Master Thesis, Department of Space Science, Lulea University of Technology, 2005.
- [7] MAKINS B J. Interferometer Architecture Trade Studies for the Terrestrial Planet Finder Mission[D]. Master Thesis, Massachusetts Institute of Technology, February 2002.
- [8] GARDNER B M, JONGEWARD G, KATZ I. An Analysis of the Ion Thruster Impact on New Millennium Spacecraft Subsystems[J]. Proceedings of the 31st Intersociety of Energy Conversion Engineering Conference IECEC 96, 1996(1): 438-443.
- [9] WIRZ R E. Discharge Plasma Processes of Ring-Cusp Ion Thrusters[Z]. PhD Thesis, California Institute of Technology, 2005.
- [10] WIRZ R. Discharge Hollow Cathode and Extraction Grid Analysis for the MiXI Ion Thruster[Z]. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 2005.
- [11] 贾庆贤, 张迎春, 陈雪芹, 等. 卫星姿态控制系统故障重构观测器设计[J]. 宇航学报, 2016, 37(4): 442-450.
- [12] 张新邦. 航天器半物理仿真应用研究[J]. 航天控制, 2015, 33(1): 77-83.
- [13] 马卫华, 何勇. 空间飞行器绕飞中控制系统的半实物

仿真研究[J]. 中国电子科学研究院学报, 2013, 8(2): 119-124.

[14] BURTON R L, TURCHI P J. Pulsed Plasma Thruster[J]. Journal of Propulsion & Power, 1998, 14(5): 716-735.

[15] MYERS R M, OLESON S R, MCGUIRE M, et al. Pulsed Plasma Thruster Technology for Small Satellite Missions[C]. 9th Annual Small Satellite Conference, September 1995.

[16] MCGUIRE M L, ROGER M. MYERS. Pulsed Plasma Thrusters for Small Spacecraft Attitude Control[C]. NASA/GSFC Flight Mechanics/Estimation Theory Symposium, 1996.

[17] EHSAN S T, KHASHAYAR K H. 非线性系统故障诊断的混合方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.

[18] 郑安平. 基于 PID 神经网络的三自由度飞行器模型控制研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2008.

[19] POURSAMAD A. Adaptive feedback linearization

control of antilock braking systems using neural networks[J]. Mechatronics, 2009, 19(5): 767-773.

[20] SHAIK F A, PURWAR S, PRATAP B. Real-time implementation of Chebyshev neural network observer for twin rotor control system[J]. Expert Systems with Applications, 2011, 38(10): 13043-13049.

[21] 李雪玲. 二自由度飞行姿态模拟器的增益调度控制系统设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.

[22] 汤文. 二自由度飞行姿态模拟器控制系统设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.

[23] 郑博, 钟宜生. 一类 Quanser 直升机的鲁棒姿态调节器设计[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2011(3): 323-327.

[24] CASSADY R J, MECKEL N J, HOSKINS W A, et al. Pulsed Plasma Thruster Systems for Spacecraft Attitude Control[C]. 10 th AIAA/USU Conference on Small Satellites, September 1996.

(上接第 43 页)

3.2 数字量在不同阶段周期不一致

如果遥测软件分析的是完整的遥测帧(即包含所有数字量和模拟量的数据包),在面对该问题时不受影响。程序在处理时依靠提取地面接收站的时间码以及识别每一路数字量的帧头,能确定该路数字量的起点和终点。即使该路数字量在被测物体弹动前和弹动后的周期不一致,程序也能正确找准时间点。然而,如果用户是在实验仿真阶段,仅关注某一路数字量的状态,这时的.dat 数据文件中没有时间码信息,需要根据每一帧的周期来确定时间信息。针对此类情况,数据库中首先要对不同阶段的数据加以标识,并在代码中添加前后周期不一致的数据提取处理过程。

4 结束语

遥测数据处理软件从最初的一个型号产品一个版本,到现阶段的多型号一版通用,历经了多轮的修改与优化。将通用化的思想融入软件的设计与实现中,解决了先前的参数化水平低下,产品与产品间技术继承度不够而导致的维护成本高、工作费时

费力问题。尽管笔者的研究取得了阶段性成果,但如第 3 章所述,在用户使用过程中也会偶尔碰到一些特殊的需求,后续将会围绕这些问题对遥测数据处理软件进一步优化,将产品化、工程化的思想贯穿于研制、应用的过程中。

参考文献:

[1] 仇颖文. 通用导弹遥测数据处理平台的研究及应用[D]. 上海: 上海交通大学, 2007: 2-3.

[2] 王瑞成. 遥测数据处理方法研究与系统实现[D]. 兰州: 兰州大学, 2017: 2-3.

[3] 史伟娜, 马卫东, 刘志. 一种基于在线编译的遥测事后数据处理通用平台[J]. 兵工自动化, 2017, 36(2): 61-65.

[4] 杜莹, 王飞, 孙超, 等. 基于多分布特征的航天器遥测动态加权异常检测算法[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(7): 98-105.

[5] 赵冰, 王天泉, 樊鹏飞. 基于遥测参数的雷达寻的反舰导弹脱靶量估算方法[J]. 兵工自动化, 2016, 35(5): 8-11.

[6] 于长海, 许圣涛, 石玉华. 多站遥测数据处理中的数据融合方法研究[J]. 遥测遥控, 2018, 39(1): 47-56.

[7] 岳铁林. 通用遥测数据处理平台及外弹道估计方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2011: 15-26.