

文章编号 1004-924X(2008)08-1554-06

高精度激光通信小卫星星座仿真平台设计

王绍举^{1,2}, 金光¹, 徐开^{1,2}

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘要:针对小卫星星座中卫星间激光通信的要求,提出了一种高精度激光通信小卫星星座仿真平台,该平台由两个模拟卫星和一个控制中心组成。模拟卫星以高精度三轴气浮转台为卫星平台,由星务计算机和各种星上姿态敏感器及姿态执行器构成,高精密气浮转台为卫星提供仿真工作环境,星务计算机、姿态敏感器及执行器为卫星平台实现高精度的指向提供了保障。该仿真平台可根据任务需要进行双星主从控制、双星协同控制、三星主从控制、三星协同控制和单星故障控制仿真,仿真结果表明,提出的仿真平台可以满足小卫星星座激光通信的要求,为下一步深入研究小卫星星座激光通信及小卫星星座智能控制技术提供了参考依据。

关键词:小卫星星座;激光通信;高精度三轴气浮转台

中图分类号:V474.6;TN929.1 **文献标识码:**A

Design of simulation platform for high precision laser communication small satellite constellation

WANG Shao-ju^{1,2}, JIN Guang¹, XU Kai^{1,2}(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,**Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)*

Abstract: A new simulation system for high precision small satellite constellation laser communication is introduced based on the demand of small satellite constellation laser communication between satellites. The system consists of two simulation satellites and a control center. The simulation satellite based on a high precision triaxial air-bearing turntable is consist of a satellite computer and several attitude sense organs and attitude executors on satellite. The high precision triaxial air-bearing turntable can afford the working environment for satellite. The satellite computer, the attitude sense organs and attitude executors can provide a high pointing accuracy for the triaxial air-bearing turntable. The simulation system can work in many modes, including master-slave mode for double satellites, cooperative mode for double satellites, master-slave mode for three satellites, cooperative mode for three satellites and single satellite failure mode. The coordinate for the system is established and the mathematic model is presented. The simulation results can satisfy the requirement for small satellite constellation laser communication.

Key words: small satellite constellation; laser communication; triaxial air-bearing turntable

收稿日期:2008-05-30;修订日期:2008-06-25.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2007AA12Z113)

1 引言

若干颗小卫星以特定的形状飞行,组成小卫星星座,它们之间相互协同工作,相互联系,共同完成空间通信、导航和侦察等多种任务。星座中小卫星之间要实现协同工作,必须建立高速的信息传输通道。现有的微波通信系统在通信容量和相互干扰等方面存在缺陷,所以在密级编队卫星组网中的应用受到限制,而激光通信由于其具有通信容量大、体积小、功耗低、作用距离远、抗干扰能力强以及光束发散小不易被截获等优点,成为星间通信的理想方式^[1]。

ATP 是卫星激光通信的核心技术之一^[1-2]。它的基本原理是探测对方发出的信标光,并对之进行捕获、跟踪,然后返回一信标光到对方(瞄准),籍以完成点对点锁定,在两端之间建立通信链路,实现通信。由于卫星之间存在较大的相对运动速度和较大的角速度和角加速度,需要 ATP 系统尽快地重新进行捕获、跟踪和瞄准,保障通信链路畅通。

ATP 系统对卫星平台提出了较高指向精度的要求,但不同的激光通信系统,不同的光束波长和不同的光束散角对平台提出的指向精度又有所不同。一些典型的激光通信系统,卫星平台的指向精度要求优于 0.01° ^[3]。本文针对小卫星星座中卫星间激光通信的要求,设计了一种新的高精度激光通信小卫星星座仿真平台,以便为进一步研究小卫星星座控制提供参考依据。

2 激光通信小卫星星座仿真平台

2.1 仿真平台特性

本仿真平台的设计紧紧围绕需求,采用高精度三轴气浮转台来模拟卫星平台,选择高精度的姿态确定、控制设备和先进的数据滤波、控制算法来满足激光通信对卫星平台指向精度的要求。本仿真平台根据其组成结构及仿真任务的不同,还具有如下多种仿真策略^[3-4]:

- (1) 双星主从控制仿真;
- (2) 双星协同控制仿真;
- (3) 三星主从控制仿真;
- (4) 三星协同控制仿真;

(5) 单星故障控制仿真。

2.2 仿真平台结构

激光通信小卫星星座仿真平台的基本结构如图 1 所示,仿真平台是由两颗模拟卫星和一个控制中心组成的 3 节点网络结构。任何两个节点之间都可以通过激光设备和 RF 设备实现数据的无线交换和数据共享。根据需要,对激光设备和 RF 设备进行修改,仿真平台可加入一颗或多颗模拟卫星以实现更加复杂的仿真功能。

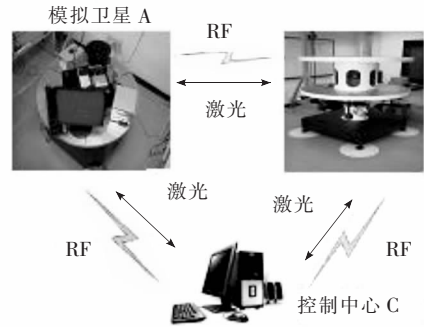


图 1 仿真平台结构

Fig. 1 Architecture of simulation system

2.3 模拟卫星

模拟卫星的主要功能是集中处理编队飞行数据,实现卫星的控制。

为了更好的模拟真实卫星的工作环境,本仿真平台采用高精度三轴气浮转台作为卫星平台,如图 2 所示。本气浮转台具有一个方向的 $\pm 360^{\circ}$ 转动范围和其余两个方向 $\pm 30^{\circ}$ 的转动范围,可满足一般对地观测小卫星的仿真要求;其气轴承的摩擦力矩 $< 5 \times 10^{-4} \text{ N} \cdot \text{ms}$,可较好的提供微重力、近似无摩擦的空间仿真环境。

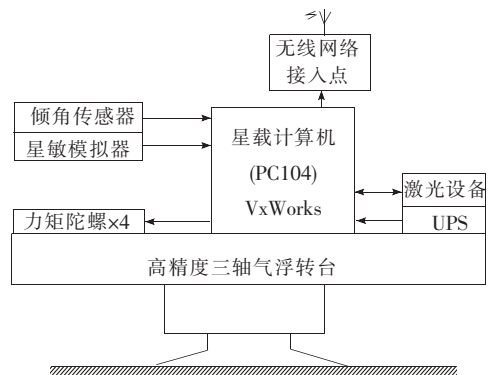


图 2 模拟卫星组成结构图

Fig. 2 Architecture of simulation satellite

2.3.1 星务计算机

星务计算机的主要功能是获取姿态敏感器件采集的数据,对卫星平台进行姿态控制。模拟卫星采用 800 MHz 的 Intel Pentium III 处理器,大大满足了系统的要求。

2.3.2 姿态确定与控制

姿态确定与控制部分用来确定卫星姿态,并进行姿态的调整和控制,它是本仿真平台的关键。

卫星激光通信要求卫星平台的指向精度优于 0.01° ,那么各种姿态传感器的测量精度至少需要优于 0.01° ,方可满足系统要求。

本仿真平台的姿态确定系统采用的敏感器为倾角传感器、光纤陀螺和模拟星敏。倾角传感器测量卫星平台俯仰和滚动方向的角度,测量范围为 $\pm 30^\circ$,测量精度达到 0.01° 。3 个光纤陀螺正交安装,为仿真平台提供 3 个方向的姿态角速度,光纤陀螺的常值漂移 $< 1^\circ/\text{h}$,噪声 $< 3^\circ/\text{h} \sqrt{\text{Hz}}$ 。模拟星敏^[4-5]采集仿真平台偏航方向的偏转角度,精度优于 0.005° 。本仿真平台采用的姿态确定设备的测量精度均满足卫星激光通信的需要。

本仿真平台的姿态控制由 4 个组成金字塔构型的单框架变速控制力矩陀螺组成。控制力矩陀螺的动量轮最高转速为 6 000 r/min,最大输出力矩为 $6.28 \text{ N}\cdot\text{m}$;工作在最高转速下可提供的角动量为 $4 \text{ N}\cdot\text{ms}$,相对于飞轮模式下的 $0.1 \text{ N}\cdot\text{m}$ 的最大输出力矩明显增大;自带测速机构和 PD 内环控制,其速度控制精度优于 $\pm 0.1\%$ 。变速控制力矩陀螺的中心转子可工作在飞轮模式下,相对于传统的控制力矩陀螺多了 1 个控制自由度,在奇异点规避和脱离方面有着先天的优势,将控制力矩陀螺应用于本仿真平台是实现平台精确姿态控制的关键技术之一。

2.4 控制中心

控制中心由一台计算机及激光、RF 通信设备组成,它的主要功能是进行调度、集中计算、仿真并提供人机交互界面,可以作为模拟卫星或者地面控制中心使用。

3 卫星平台仿真控制

激光通信星座中的小卫星为了及时建立、维持通信,需要精确地获取姿态传感器的信息,并进行快速的调整和控制。本仿真平台中采用 EKF

滤波进行姿态确定,并通过构造李亚普诺夫函数法对以四元数描述的卫星平台进行精确控制。

3.1 姿态确定算法

Farrenkopf 的陀螺模型^[8]有

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\omega}} = \omega + b(t) + \eta_v \\ \dot{b}(t) = \eta_u \end{cases}$$

$$E(\eta_u \eta_v) = \sigma_v^2, E(\eta_u \eta_u) = \sigma_u^2$$

$\tilde{\omega}$ 为陀螺输出值, ω 为角速度真值,陀螺漂移 b 是一个随机游走在过程。

利用姿态四元数表示卫星的姿态方程^[9]

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega(\omega) \otimes q \quad (1)$$

由星传感器的数学模型^[10]

$$\begin{bmatrix} s_1 \\ \dots \\ s_i \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} A(q_k) r_1 \\ \dots \\ A(q_k) r_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_1 \\ \dots \\ v_i \end{bmatrix}_k = h(q_k) + v_k, \quad (2)$$

可以得到 EKF 系统观测方程:

$$\Delta s_k = 2 \begin{bmatrix} A(\hat{q}_k^-) r_1 \times \\ \dots \\ A(\hat{q}_k^-) r_i \times \end{bmatrix} \delta q_k = H_k \delta q_k, \quad (3)$$

s_i 与 r_i 分别为星传感器观测到第 i 颗恒星的观测向量和参考向量。

仿真卫星位于太阳同步轨道,周期 90 min,且一直处于三轴稳定对地阶段,系统采样周期为

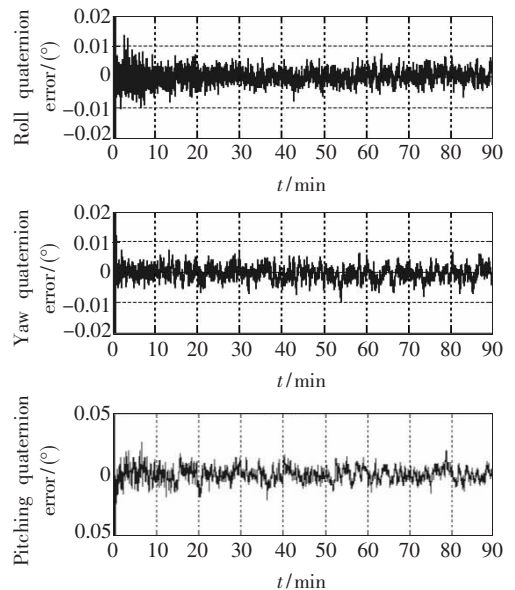


图 3 EKF 噪声曲线

Fig. 3 Noise of EKF algorithm

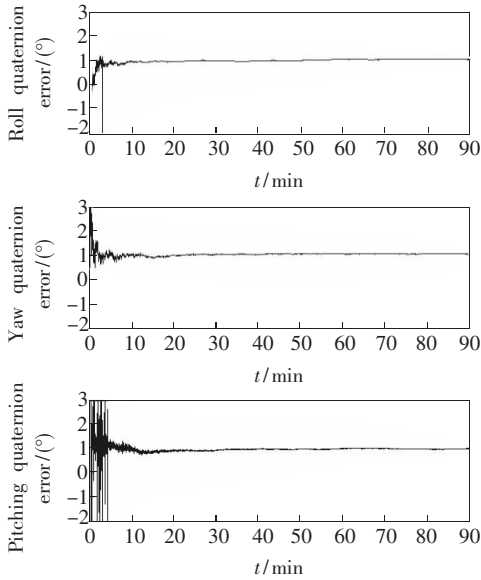


图 4 陀螺漂移初值估计曲线

Fig. 4 Estimation of initial gyro bias

1 s。系统初始估计值 $\hat{\sigma}_w = 0.01^\circ$ 、 $\hat{b}(0) = 2 (\text{^\circ})/\text{h}$ 、 $\hat{\sigma}_v = 5 (\text{^\circ})/\text{h} \sqrt{\text{Hz}}$ 、 $\hat{\sigma}_u = 5 \times 10^{-9} \text{ rad/s}^{2/3}$ 。

滤波器在 5 min 后收敛并对卫星姿态做出精度估计,仿真结果由图 3 所示,在垂直于光轴的两个轴向上精度可以达到 $0.007^\circ (3\sigma)$ 左右,光纤陀螺 $b(0)$ 在 5 min 之内便收敛至真值 $1 (\text{^\circ})/\text{h}$ 附近参见图 4。

3.2 姿态控制算法

当激光通信星座中小卫星处于大姿态角机动时,其姿态动力学方程存在强耦合关系。为了保证系统的稳定性,用李亚普诺夫函数法对非线性系统进行控制^[11]。

构造李亚普诺夫函数:

$$V = \frac{1}{2} \omega^T I \omega + K[q_{1e}^2 + q_{2e}^2 + q_{3e}^2 + (q_{0e} - 1)^2], \quad (4)$$

选取控制策略^[12]:

$$T = \omega \times I \omega + Kq_e - D\omega, \quad (5)$$

所以,对 $\forall \omega \neq 0$,有:

$$\dot{V} = -\omega^T D \omega < 0. \quad (6)$$

选择适当的四元数反馈矩阵 K, D 即可实现系统的稳定控制。

平台的转动惯量为 $\text{diag}(102.65, 81.29, 80.93)$

3.2.1 偏航轴 $0^\circ \sim 90^\circ$ 机动

初始四元数为: $q_{(s)} = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$

目标四元数为: $q_{(s)} = \left[\frac{\sqrt{2}}{2} \ 0 \ 0 \ \frac{\sqrt{2}}{2} \right]^T$

3.2.2 俯仰轴 $0^\circ \sim +30^\circ$ 机动

初始四元数为: $q_{(s)} = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$

目标四元数为: $q_{(s)} = [0.965 \ 9 \ 0 \ 0.258 \ 8 \ 0]^T$ 。

3.2.3 滚动轴 $0^\circ \sim +30^\circ$ 机动

初始四元数为: $q_{(s)} = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$

目标四元数为: $q_{(s)} = [0.965 \ 9 \ 0.258 \ 8 \ 0 \ 0]^T$ 。

由图 5、图 6 可知,40 s 内小卫星偏航轴可完

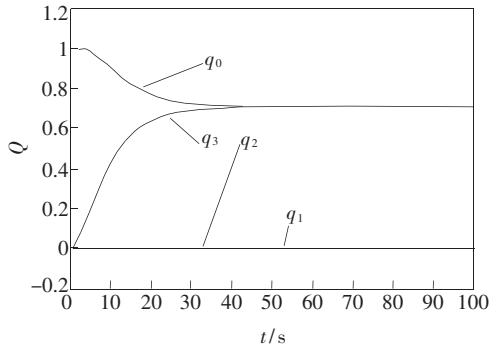


图 5 偏航轴四元数变化曲线

Fig. 5 Curves of yaw quaternions

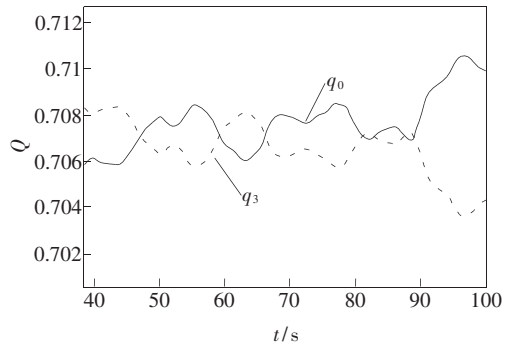


图 6 偏航轴四元数变化曲线局部放大

Fig. 6 Enlarged drawing of yaw quaternions

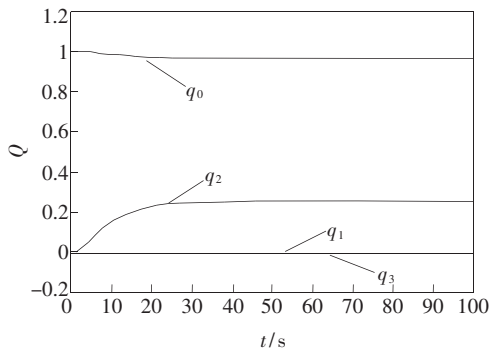


图 7 俯仰轴四元数变化曲线

Fig. 7 Curves of pitching quaternions

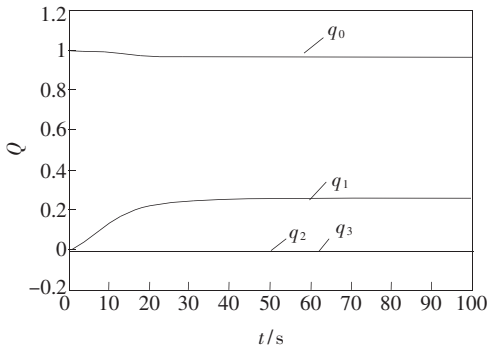


图 8 滚动轴四元数变化曲线

Fig. 8 Curves of roll quaternions

成机动 90° 的要求,且在 40 s 处小卫星姿态四元数: $\mathbf{q}=[0.7127 \quad 0.0055 \quad 0.0037 \quad 0.7014]^T$,指向精度优于 0.0089° ;

另外两种机动形式的结果参见图 7、图 8,由仿真结果可知:俯仰轴机动 $+30^\circ$ 时,指向精度优于 0.008° ;滚动轴机动 $+30^\circ$ 时,指向精度优于 0.0096° 。

3.3 仿真平台性能分析

高精度激光通信小卫星星座仿真平台紧紧围

绕卫星激光通信对平台提出的姿态精度要求,采用 EKF 对姿态敏感器数据进行滤波处理再次提高姿态数据;姿态控制中基于构造的李亚普诺夫函数,利用控制力矩陀螺群对平台进行姿态控制,经过仿真,模拟卫星平台机动 90° 时,偏航轴的指向精度均优于 0.008° ;俯仰轴机动 30° 时,指向精度优于 0.010° ;滚动轴机动 30° 时,指向精度优于 0.013° 。本仿真平台达到了卫星激光通信的要求。

4 结 论

根据卫星激光通信的要求,本文设计了激光通信小卫星星座仿真平台。本仿真平台采用高精度三轴气浮转台模拟卫星的工作环境,采用星务计算机,星上姿态敏感器及执行器件为实现高精度控制精度提供保障;文中通过采用 EKF 滤波及四元数仿真,证明本平台满足小卫星星座激光通信的要求,为下一步深入研究小卫星星座激光通信及小卫星星座智能控制技术提供了参考依据。

参考文献:

- [1] ALLEN S PANABI, ALEX A. Kazemi. Inter-satellite communications using laser based optical links [J]. *SPIE*, 2007, 6758: 67580G.
- [2] 荣健,朱彬,钟晓春. 卫星激光通信技术与展望[J]. 贵州大学学报(自然科学版), 2004, 21(3): 293-296, 316. RONG J, ZHU B, ZHONG X CH. The technology and prospect of inter-satellite laser communication [J]. *J. Guizhou University (Natural Sciences)*, 2004, 21(3): 293-296, 316. (in Chinese)
- [3] 皮德忠,尹道素. 空间光通信 ATP 技术及其进展[J]. 电子科技大学学报, 1998, 27(5): 462-466. PI D ZH, YIN D S. Acquisition, pointing, tracking technology and its development for free-space laser communication [J]. *J. University of Electronic Science and Technology of China*, 1998, 27(5): 462-466. (in Chinese)
- [4] 尤政,李滨,张晓敏. 微小卫星编队飞行仿真平台设计[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2006, 46(2): 199-202. YOU ZH, LI B, ZHANG X M. Small satellite formation flying simulation platform [J]. *J. Tsinghua Univ. (Sci & Tech)*, 2006, 46(2): 199-202. (in Chinese)
- [5] 李滨,尤政,张辰光. 混合式微小卫星编队飞行控制仿真系统设计[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(6): 1509-1511. LI B, YOU ZH, ZHANF CH G. Design of hybrid small satellite formation flying control simulation system [J]. *J. System Simulation*, 2006, 18(6): 1509-1511. (in Chinese)
- [6] 张锐,姜挺,江刚武. 星敏感器 CCD 相机成像模拟技术[J]. 测绘科学技术学报, 2008, 25(1): 42-45. ZHANG R, JIANG T, JIANG G W. Computer simulation of CCD star sensor imaging [J]. *J. Geomatics Science and Technology*, 2008, 25(1): 42-45. (in Chinese)
- [7] 巩岩,胡宜宁,赵阳. 基于数字光处理技术的小型星模拟器设计[J]. 光学精密工程, 2007, 15(11): 1698-1703. GONG Y, HU Y N, ZHAO Y. Design of a mini star simulator based on digital optical processing [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(11): 1698-1703. (in Chinese)
- [8] CRASSIDIS J L. Sigma-point kalman filtering for integrated GPS and inertial navigation [C]. *AIAA Guidance*,

Navigation, and Control Conference, San Francisco, CA, 2005:52-60. (in Chinese)

- [9] 孙兆伟,李晖,张世杰. 仅用星敏感器的卫星姿态估计 UKF 算法研究[J]. 飞行力学, 2006, 24(3):56-60.
SUN ZH W, LI H, ZHANG SH J. Research for satellite attitude estimation UKF algorithm based on star-sensor [J]. *Flight Dynamics*, 2006, 24(3):56-60. (in Chinese)
- [10] 戴路,金光,陈涛. 自适应扩展卡尔曼滤波在卫星姿态确定系统中的应用[J]. 吉林大学学报(工学版), 2008, 38(2):466-470.
DAI L, JIN G, CHEN T. Application of adaptive extended Kalman filter in spacecraft attitude determination system [J]. *J. Jilin University(Engineering and Technology Edition)*, 2008, 38(2):466-470. (in Chinese)
- [11] 徐世杰. 基于 Lyapunov 方法的空间飞行器大角度姿态机动控制[J]. 宇航学报, 2001, 22(4):95-100.
XU SH J. Large angle attitude maneuver control of spacecraft based on Lyapunov approach [J]. *J. Astronautics*, 2001, 22(4):95-100. (in Chinese)
- [12] 徐伟. 控制力矩陀螺在小卫星姿态系统中的应用研究[D]. 长春:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2008.
XU W. *Application research on control moment gyro in attitude control system of small satellite* [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2008. (in Chinese)

作者简介:王绍举(1983-),男,在读博士,主要研究方向小卫星星座。E-mail:wangshaoju@163.com

金光(1958-),男,研究员,博士生导师,主要从事空间遥感器总体研究工作。E-mail:jing@ciomp.ac.cn

● 下期预告

广义 B 样条滤波器在表面形貌测量中的应用

张 浩¹, 袁怡宝¹, 张 峰¹, 许景波²

(1. 哈尔滨工业大学 电气与自动化学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2. 哈尔滨理工大学 测量与通信工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150040)

为了提取工件表面轮廓中线,给出了一种基于三阶广义 B 样条函数的数字平滑滤波器。首先由线性方程微分方程推导出广义 B 样条函数。接着,利用广义 B 样条函数和变分公式结合推导出数字平滑滤波器,该数字平滑滤波器由一 IIR 滤波器和间接广义 B 样条变换组成。然后,给出了数字平滑滤波器的具体的递归算法,并且证明了该滤波器的通用特性。最后提取了一实际工件表面中线。实验结果表明:该滤波器具有比高斯滤波器更好的截止特性,该算法利用普通计算机提取 11 200 点数据表面中线仅耗时 0.002 s。该滤波器具有可调平滑性,零相移特性,克服了传统三阶样条插值的曲率低和振荡的缺陷,其递归滤波器的具体算法,算法简洁,效率高。