

doi: 10.7690/bgzdh.2021.11.011

固体火箭发动机数控取样系统

曹亦盛¹, 沈伟民², 韩富强³, 李天添¹, 钟金龙¹, 郭进勇¹

(1. 中国兵器装备集团自动化研究所有限公司智能制造事业部, 四川 绵阳 621000;

2. 上海航天化工应用研究所所部, 浙江 湖州 313002;

3. 上海航天化工应用研究所第一研究室, 浙江 湖州 313002)

摘要: 为提高固体火箭发动机取样的生产效率和安全性, 研制一套固体火箭发动机数控取样系统。以某发动机燃烧室为研究对象, 基于外形尺寸检测的铣削进给补偿技术和基于多参数耦合的切断取样技术, 获得外壁铣削、敏感材料切断的安全操作方法。结合自动控制技术, 对现有的取样工艺流程进行优化改进, 提出安全防护措施并进行实验验证。结果表明: 该系统满足各项具体技术指标, 能够实现固体火箭发动机数控安全取样。

关键词: 固体火箭发动机; 铣削; 取样; 数控系统

中图分类号: TJ05 **文献标志码:** A

Numerical Control Sampling System for Solid Rocket Motor

Cao Yisheng¹, Shen Weimin², Han Fuqiang³, Li Tiantian¹, Zhong Jinlong¹, Guo Jinyong¹

(1. Department of Intelligent Manufacturing, Automation Research Institute Co., Ltd.

of China South Industries Group Corporation, Mianyang 621000, China;

2. Institute Headquarters, Shanghai Aerospace Chemical Engineering Institute, Huzhou 313002, China;

3. The First Research Center, Shanghai Aerospace Chemical Engineering Institute, Huzhou 313002, China)

Abstract: In order to improve the sampling efficiency and safety of solid rocket motor, a numerical control sampling system for solid rocket motor was developed. Taking an engine combustor as the research object, the safe operation methods of outer wall milling and sensitive material cutting are obtained by the key technologies of milling feed compensation based on contour dimension detection and cutting sampling based on multi-parameter coupling. Combined with the automatic control technology, the existing sampling process is optimized and improved, and the safety protection measures are put forward, and the experimental verification is carried out. The results show that the system satisfies the specific technical indexes and can realize numerical control safety sampling of solid rocket motor.

Keywords: solid rocket motor; milling; sampling; numerical control system

0 引言

固体火箭发动机的药柱成形在国内外大都采用浇注成形的形式, 将推进剂药浆浇注于预先装有芯模的燃烧室中, 固化后拔模^[1]。浇注成形过程中, 由于原材料质量、配方、工艺等原因使推进剂性能指标存在差异, 需对浇注成形的固体火箭发动机药柱进行力学性能和燃速性能测试^[2]。测试前, 需对高强度钢和玻璃钢绝热层包覆的发动机进行取样。取样过程分为发动机外壁的铣削加工和发动机试样的截取。发动机的装夹偏差和外壁的形变会导致铣刀铣穿绝热层, 铣刀与药柱接触发生安全事故, 冷却液与药柱反应造成药柱失效^[3-4]。发动机试样的截取需将发动机从机床上取下后由人工使用铡刀沿铣削槽进行切断取样, 外侧玻璃钢硬度高, 施力易打滑, 容易发生安全事故^[5-7]; 因此, 研制包含外形检

测、外壁铣削、切断取样功能的固体火箭发动机数控取样系统非常重要^[8-10]。

1 固体火箭发动机数控取样系统

固体火箭发动机数控取样系统采用卧式加工的方式进行定长数控取样^[11]。取样产品为固体火箭发动机燃烧室, 圆柱状产品, 从外到内为钢筒、隔热层和含能材料, 钢筒为高强度钢, 隔热层为玻璃钢, 内部为含能材料药柱, 易燃易爆, 结构如图 1 所示。由于发动机燃烧室外壁硬度高, 需由铣刀先将高强度钢外壁铣穿后使用铡刀进行切断取样。铣削过程由冷却液进行冷却, 由测距传感器测量的工件外形参数控制进给量, 防止铣穿隔热层导致冷却液接触到推进剂。切断取样过程由温度传感器对取样过程温度实时监控, 压力传感器对机床铡刀切断力进行实时监控, 实现隔离操作、自动化控制及安全实时

收稿日期: 2021-06-21; 修回日期: 2021-08-17

基金项目: 装备预先研究项目(41404040301)

作者简介: 曹亦盛(1996—), 男, 四川人, 从事含能材料整形加工研究。E-mail: encysik@163.com。

监测。

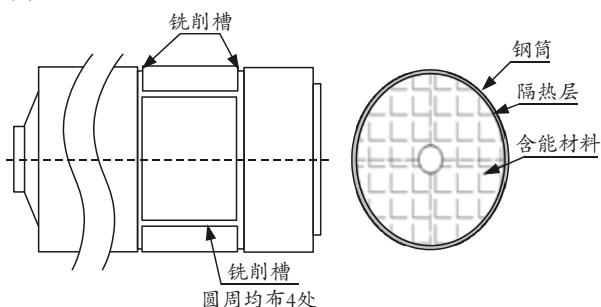


图 1 燃烧室结构

1.1 固体火箭发动机数控取样设备组成

如图 2 所示，固体火箭发动机数控取样设备以 CK6180 卧式车床为主体，在床鞍滑板上增加铣削机构和侧刀机构。

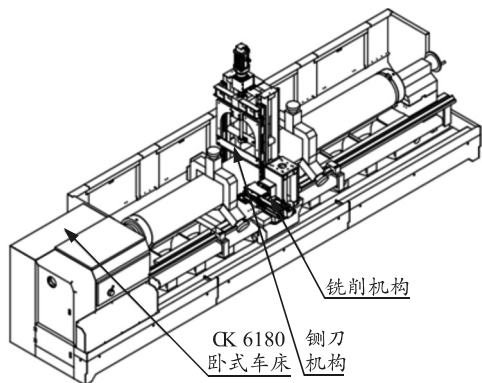


图 2 固体火箭发动机数控取样设备

1.1.1 数控取样设备

数控取样设备主体由 CK6180 车床改造而成，包含机床床身、驱动主轴机构、尾座随动机构、床鞍滑板和中心支架。

主轴由伺服驱动器驱动 7.5 kW 防爆伺服电机，

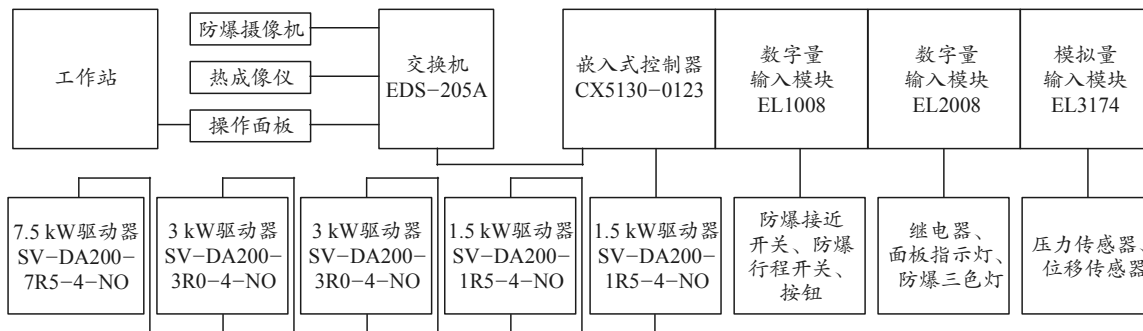


图 3 数控取样设备控制系统

1.3 安全防护系统组成

固体火箭发动机装药安全取样系统用途的特殊性决定必须采取可靠的安全措施保护人员及生产过程安全。其安全防护系统主要包括切削温度监控系统、切断力监控系统、防爆视频监控系统及安全防

通过同步带带动主轴旋转分度，减速比 1:15.2。

Z 轴由伺服驱动器驱动 3 kW 防爆伺服电机，通过减速比为 1:3 的减速机增大转矩，驱动滚珠丝杠带动床鞍滑板在床身上运动。

X 轴由伺服驱动器驱动 2.5 kW 防爆伺服电机，通过联轴器与滚珠丝杠带动铣削机构和侧刀机构在床鞍滑板上运动。

1.1.2 铣削机构

铣削机构由伺服驱动器驱动 1.2 kW 防爆伺服电机，通过减速比为 1:8 的减速机增大转矩，以额定转速带动铣削主轴旋转，铣削主轴上装夹硬质合金刀具，用于铣削发动机燃烧室外壁。

1.1.3 侧刀机构

侧刀机构由伺服驱动器驱动 1.2 kW 防爆伺服电机，通过减速比为 1:10 的减速机增大转矩，驱动滚珠丝杠带动侧刀在发动机外壁铣削位置完成切断取样。

1.2 固体火箭发动机数控取样控制系统组成

数控取样设备控制系统如图 3 所示。固体火箭发动机数控取样控制系统采用倍福 CX5130-0123 嵌入式控制器为主控；采用惠斯通防爆电机和英威腾伺服驱动器，伺服驱动器与倍福 CX5130-0123 嵌入式控制器进行连接控制；采用数字量输入模块接收防爆接近开关、防爆行程开关、按钮、继电器、面板指示灯、防爆三色灯等的数字量信号；采用模拟量输入模块接收压力传感器、位移传感器的模拟量信号；采用工作站通过 IP 访问防爆摄像机、热成像仪进行视频和温度监控。

护措施等。

1) 切削温度监控系统。

取样工件加工过程中，温升控制和监控十分关键。切削温度监控系统实时监测刀具区域切削温度，并通过控制系统及时采取控温措施。

切削温度监控系统采用非接触式红外测温检测技术，保证切削温度监控的准确性能。

选用高精度非接触式红外测温仪实时测量、反馈切削区域温度，测温范围选用-18~500℃，系统精度为测量值的1%，频率为6Hz。

温度监控系统控温、降温措施有减少切削量或立即停止切削加工，同时适时声光报警提示等。

2) 切断力监控系统。

铣削切断机床在切断燃烧室过程中，切断力过大存在安全风险。切断力监控系统的防爆压力传感器实时监控铣削切断机床的切断力，当切断力过大，减少切断进给速度或立即停止加工。

3) 防爆视频监控系統。

为了便于操作人员远程实时监控判断，设备安装有防爆视频监控系统，监控信息资料可保存3个月以上，操作人员可在任何时间远程紧急停机。

2 数控取样系统总体设计中的关键技术

2.1 基于外形尺寸检测的铣削进给补偿技术

固体火箭发动机的燃烧室外壁和内壁厚度相对均匀，由于发动机在生产运输过程中外壁发生形变以及在取样设备上进行装夹过程中存在偏差，造成发动机装夹在取样设备上是一个偏离中轴线且有一定椭圆度的圆柱体；因此，需对发动机外壁进行检测和进给补偿。采用防爆接触式位移传感器对发动机外壁圆周尺寸进行检测，铣刀在铣削进给过程中对进给量进行补偿，从而使铣削厚度均匀，在铣穿高强度钢外壁的基础上避免铣穿绝热层而导致安全事故或药柱失效。

接触式位移传感器测量行程范围为 $a_1 \sim a_2$ 。如图4所示(单位: mm)，假设发动机理论外径为 D ，在零点位置接触式位移传感器伸出时，感应端到发动机装夹卡盘轴线距离为 L_1 ，感应端到铣刀刀头距离为 L_2 。

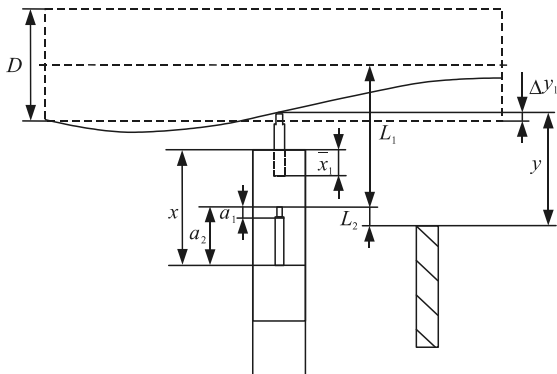


图4 基于外形尺寸检测的铣削进给补偿

位移传感器进给量为

$$x=L_1-D/2+(a_1+a_2)/2。$$

此时位移传感器输出值为 x_1 。

由于电机线缆对位移传感器产生电磁干扰，输出的模拟量信号在该位置产生波动，通过在线缆外壁套屏蔽层且将屏蔽层接地后减少电磁干扰，减小电流信号的波动，提高检测精度。

通过在位移传感器取样检测程序上改变1s的取样次数，位移传感器对发动机外壁同一位置进行检测，多次测量得到的实验数据如图5所示。38组实验数据中，1s内取样10、50、100、200次的位移传感器输出的平均值均值都为15.022，但1s内取样10、50次的位移传感器输出的平均值的波动较大，1s内取样100次及以上的位移传感器输出的平均值波动稳定；因此，在1s内取100次位移传感器输出的平均值用于计算该位置铣刀进给补偿值能够精确得到铣刀进给补偿值。

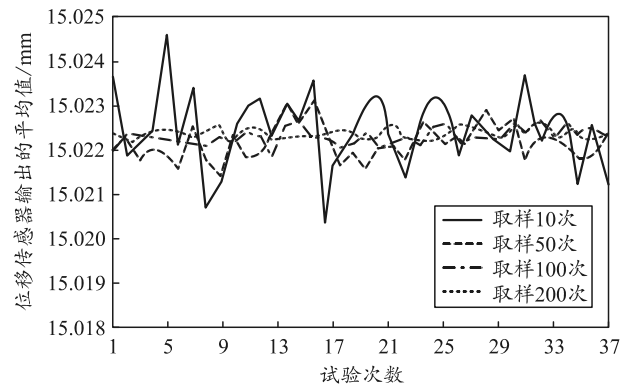


图5 1s内取样次数与位移传感器输出平均值

1s内，取100次的位移传感器输出值 x_1, x_2, \dots, x_{100} ，对其取平均值得到位移传感器输出平均值 $\bar{x}_1=(x_1+x_2+\dots+x_{100})/100$ 。

将位移传感器输出的平均值用于计算该位置铣刀进给补偿值，减小测量误差对铣刀进给补偿值的影响，提高进给补偿精度，则该位置铣刀进给补偿值为：

$$\Delta y_1 = \bar{x}_1 - (a_1 + a_2) / 2。$$

主轴电机驱动固体火箭发动机绕轴线以 $1^\circ/s$ 旋转，在发动机圆周检测其实际尺寸，通过计算得到该圆周处每 1° 位置的铣刀进给补偿值 $\Delta y_1, \Delta y_2, \dots, \Delta y_{360}$ 。

检测完成后，接触式位移传感器脱离发动机表面，铣刀进给值 $y_n=L_1+L_2-D/2+\Delta y_n(n=1, 2, \dots, 360)$ 之后在铣削加工过程中按照计算出每度的进给补偿值进行进给补偿，完成发动机外壁的等厚度铣削

加工。

基于外形尺寸检测的铣削进给补偿技术提高了固体火箭发动机外壁铣削的进给精度，实现了发动机外壁的等厚度铣削，避免出现铣穿绝热层使冷却液接触到推进剂的情况。发动机外壁的尺寸检测和铣削加工均由操作人员在远程进行操作，由防爆摄像机和防爆热成像仪对取样过程安全实时监控，提高了发动机外壁铣削加工的生产效率，并确保操作人员的人身安全。

2.2 基于多参数耦合控制的切断取样技术

固体火箭发动机中推进剂为含能材料，具有高火焰感度、高摩擦感度等特点，在切断取样过程中将产生大量热聚集、摩擦冲击等问题；因此，需对温度及压力参数变化进行实时监控。根据相关研究，在刀具进给速度为 1 mm/s 时，温升效应并不明显，平衡状态下固体推进剂的最高温度在 35 ℃ 左右；刀具进给速度为 10 mm/s 时，整形温度高达 65 ℃^[12]。为保证发动机切断取样过程中的安全性，将刀具的进给速度设定为 1 mm/s。

发动机切断取样过程是一个动态过程，铡刀以 1 mm/s 的速度进给，切断取样过程开始时温度急剧

上升，之后由于固体推进剂内部散热困难，推进剂内部温度继续缓慢升高，直至铡刀停止切断取样并回到起始位置。最大温度点出现在刀具刃口斜面的位置，是由于固体推进剂与铡刀之间摩擦和热量在推进剂内部进行积累无法散热，造成铡刀刃口两侧区域的温度持续上升。为了防止热量在推进剂内部积累无法散热，铡刀切至推进剂圆柱面一半的位置即停止切断，铡刀回到起始位置后，主轴电机带动发动机绕轴线旋转半周后，铡刀继续进行切断取样，完成发动机的切断取样过程。

固体火箭发动机安全取样系统在切断取样过程中，轴电机状态量、压力传感器压力值、防爆红外热成像仪温度值等参数是保障设备安全可靠运行、实现安全取样的重要指标。基于多参数耦合控制原理，如图 6 所示，由倍福的 IPC 作为主控制器，配置对应的运动控制功能模块，通过 ETHERCAT 总线对切断轴 (Y 轴) 和切断进给 (Z 轴) 进行运动控制，控制铡刀进给速度和铡刀切断位置。配置的模拟量输入模块用于实时监测压力传感器压力值，并通过交换机由倍福的 IPC 采集防爆红外热成像仪输出的最高温度值，配合 HMI 上设定的保护阈值保证设备的安全可靠运行。

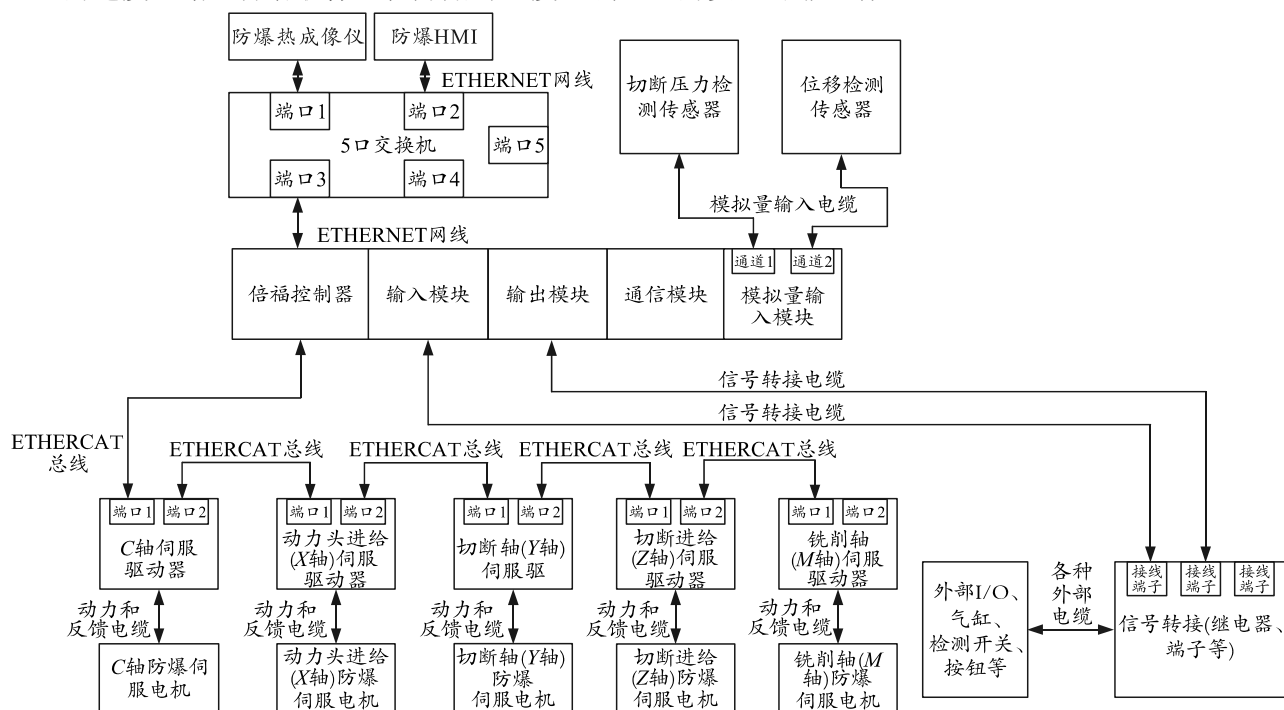


图 6 基于多参数耦合控制原理

1) 轴电机状态量。

固体火箭发动机安全取样设备由倍福的 IPC 作为主控制器，配置对应的运动控制功能模块，通过

ETHERCAT 总线控制英威腾驱动器驱动防爆伺服电机，由 IPC 对 C 轴 (主轴)、Z 轴、X 轴、Y 轴、M 轴 (铣削轴) 的速度、轴位置、负载率及是否在零位

正限位负限位的状态实时检测和采集，将其输出到防爆 HMI 监控界面上。Z 轴、X 轴、Y 轴均设有正、负限位，防止发生机械碰撞，保障固体火箭发动机安全取样设备运行过程中的安全可靠。为防止电机负载超过其额定负载运行并产生安全事故，监测到任意轴电机负载率超过 90% 则立即停机并报警，如图 7 所示。



图 7 轴电机状态监测

2) 压力传感器压力值。

在 Y 轴电机铡刀切断固体火箭发动机过程中，为监测切断压力的变化，使用 AEP 的 CTCE575T5 压力传感器监测切断过程中压力的变化量。通过固体火箭发动机数控取样设备试加工实验得出压力传感器压力值数据，以加工直径 $\Phi 70$ mm 的固体火箭发动机为例，切断取样过程的压力传感器输出的最大压力值为 1 650.26 N；因此，设定压力传感器的压力值超过 2 000 N 后，取样设备立即停机并报警，保证固体火箭发动机切断过程的安全性。

3) 防爆红外热成像仪温度值。

在 M 轴电机铣刀铣削固体火箭发动机壳体和 Y 轴电机铡刀切断固体火箭发动机药柱过程中，为监测温度变化，杜绝燃烧爆炸隐患，使用 SGDA-EX-LKZHA8 防爆热成像仪监测铣削和切断过程中温度的变化量和最高温度的位置及变化。通过固体火箭发动机数控取样设备试加工实验得出铣削加工和切断加工过程中的防爆红外热成像仪温度值数据，同样以加工直径 $\Phi 70$ mm 的固体火箭发动机为例，铣削加工过程中经过冷却液的固体火箭发动机温度不超过 $32\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，切断加工过程中固体火箭发动机外表面温度不超过 $47\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。因此，设定防爆热成像仪监测到的温度超过 $55\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时，取样设备立即停机并报警，保证固体火箭发动机铣削和切断过

程中的安全性。

3 结论

笔者研制出以 CK6180 卧式车床为主体，增加铣削和铡刀机构，具备固体火箭发动机的外形检测、外壁铣削、切断取样等功能，适用于防爆粉尘环境 21 区的固体火箭发动机数控取样系统。以直径 $\Phi 70$ mm 的固体火箭发动机为加工样件，对基于外形尺寸检测的铣削进给补偿和多参数耦合的切断取样 2 项关键技术进行了验证，实现了固体火箭发动机的数控安全取样，提高了取样精度和生产效率，确保了远程操作人员的安全。

参考文献：

- [1] 马新宽, 王峰, 苏昌银, 等. 固体火箭发动机药柱数控整形系统的研制[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(5): 659-663.
- [2] 苏昌银, 姚谦, 史旭辉, 等. 固体发动机捆绑式加压成型装药工艺研究[J]. 固体火箭技术, 2006, 29(6): 45-47.
- [3] DELUCA L T, GALFETTI L, MAGGI F, et al. Innovative Metallized Formulations for Solid Rocket Propulsion[J]. 含能材料, 2012, 20(96): 93-102.
- [4] 武建新. 固体火箭发动机整形机床机电系统动力学分析与优化[C]. 呼和浩特: 内蒙古工业大学, 2007.
- [5] 谢文, 丁忠熙. 某型制导火箭弹火力分配[J]. 兵工自动化, 2020, 39(3): 1-4.
- [6] 刘万勋, 李映坤, 陈雄. 不同能量分配下的双脉冲发动机外弹道特性研究[J]. 兵工自动化, 2020, 39(10): 15-19.
- [7] 贺鹏程. 面向发动机故障诊断精度的深度随机森林优化研究[J]. 兵工自动化, 2020, 39(12): 58-60.
- [8] 石凯, 侯守全, 庞博, 等. 用于固体火箭推进剂的多功能集成虚拟机床技术[J]. 机械工程与自动化, 2009, 155(4): 78-80.
- [9] 李恩奇, 雷勇军, 袁端才, 等. 某固体火箭发动机药柱的动力学分析[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(6): 486-489, 493.
- [10] 简斌, 易小昆. 固体火箭发动机药柱老化可靠度分析[J]. 新余学院学报, 2019, 24(6): 37-40.
- [11] 王在进. 固体火箭发动机整形装备研制[C]. 北京: 北方工业大学, 2013.
- [12] 李军, 赵孝彬, 王晨雪, 等. 固体推进剂整形过程工艺安全性的有限元分析[J]. 火炸药学报, 2009, 32(6): 87-90.