

固体小火箭自动装配总体方案设计研究

汪辉强, 张大伟, 廖金燕*, 褚宏昊, 邓清辉, 梁国庆, 李翔, 侯波, 黄蕾

四川航天川南火工技术有限公司, 四川 泸州

收稿日期: 2025年3月24日; 录用日期: 2025年4月15日; 发布日期: 2025年4月27日

摘要

固体小火箭装配对其产品质量有着重要影响。目前固体小火箭装配过程中存在扭矩不能自动加载、密封圈压缩量测量繁琐、专用工装数量多的问题。为提高产品装配质量和生产效率, 本文提出了固体小火箭自动装配方案。在分析现用工艺存在的问题基础上, 提出了固体小火箭自动化装配的总体方案, 主要解决了扭矩自动加载并自动测量密封圈压缩量和统一装夹方式减少工装数量的问题, 实现装配过程关键环节的自动化。成功研制了自动化装配原理样机, 实验表明, 密封圈压缩量测量误差小于5%, 夹持工装数量减少70%, 装配效率提高了75%。

关键词

固体小火箭, 自动化装配, 扭矩, 夹具

Research on Overall Scheme Design of Automatic Assembly for Small Solid Rocket

Huiqiang Wang, Dawei Zhang, Jinyan Liao*, Honghao Chu, Qinghui Deng, Guoqing Liang, Xiang Li, Bo Hou, Lei Huang

Sichuan Aerospace Chuannan Initiating Explosive Technology Limited, Luzhou Sichuan

Received: Mar. 24th, 2025; accepted: Apr. 15th, 2025; published: Apr. 27th, 2025

Abstract

The assembly process of small solid rockets has an important influence on their quality. Currently, in the manual assembly process of small solid rockets, the tightening torque can't be automatically loaded, measuring compressed amount of seal ring is time-consuming, and the amount of clamping device is large. In order to improve product assembly and production efficiency, an automatic assembly

*通讯作者。

文章引用: 汪辉强, 张大伟, 廖金燕, 褚宏昊, 邓清辉, 梁国庆, 李翔, 侯波, 黄蕾. 固体小火箭自动装配总体方案设计研究[J]. 动力系统与控制, 2025, 14(2): 151-159. DOI: 10.12677/dsc.2025.142016

scheme for small solid rockets is proposed in this paper. The shortcomings of the current process are firstly analyzed and an overall scheme of automatically assembly for small solid rockets is proposed, which mainly solves the problems of automatic loading of torque and automatic measurement of seal compression and unified clamping to reduce the number of fixtures, and realizes the automation of the key links in the assembly process. A principal prototype of the automatically assembly is successfully developed, and the experiment results show that the measure error of compressed amount is within 5%, the clamping tool amount reduces about 70%, and assembly efficiency is improved about 75%.

Keywords

Small Solid Rocket, Automatic Assemble, Torque, Clamping Tool

Copyright © 2025 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

固体小火箭是一种小型固体火箭发动机,广泛应用于火箭、卫星和飞船等航天飞行器的级间分离正(反)推、整流罩分离、星箭起旋、筒盖侧推、弹头姿态调整和控制等,具有结构简单、冲量大、使用方便等特点[1]。其应用范围广,总量大,并且需求量呈上升趋势。尽管总量较大,但是固体小火箭是一种典型的“规格多、批次多、批量小”产品,国内固体小火箭装配均采用手工装配的方式完成。一方面,手工装配存在装配一致性差,某些关键工艺参数无法量化或者量化困难的问题,与航天产品高质量、高可靠性的要求相差较远;另一方面,手工装配劳动强度大,工装数量多,导致生产效率低下,与每年上万发的需求存在较大差距。为此,需要对固体小火箭开展自动化或半自动化装配研究。

目前对固体小火箭的研究主要集中在对固体小火箭的设计[2][3]和性能测试[4]-[6]等方面,对固体小火箭制造工艺的研究,尤其是研究装配工艺的较少。张鹏等[7]针对卡环连接结构的较大尺寸的固体小火箭水平装配中易出现倾斜是密封圈受力不均造成局部过压失效的问题,提出了竖直装配的工艺方法并设计了专用工装,研究范围仍属于手工装配的范畴。从公开资料来看,国内外固体小火箭自动化装配研究很少。为提高固体小火箭产品质量和效率,提升航天火工装置制造水平,在航天科技集团公司工艺振兴计划重大工艺研究的专项资助下开展固体小火箭自动装配研究。

本文首先分析了目前工艺存在的主要问题,确定了装配过程中解决拧紧过程自动测量密封圈压缩量和统一产品夹持方式是实现自动化装配的关键技术问题,提出了自动化装配的总体方案,制造了自动装配的原理样机并开展了工艺试验,试验结果表明方案可行。

2. 目前装配工艺存在的问题分析

2.1. 研究对象

固体小火箭主要由壳体组件、喷管组件、点火药盒、弹簧件、药柱、挡药板及电点火器构成。固体小火箭的工作原理是:点火器点燃点火药盒,点火药盒燃烧点燃内装药柱,药柱燃烧产生高温高压燃气,并从喷管中高速喷出,产生推力对被推动的物体做功,使物体具有一定的速度和加速度,用于完成级间分离、助推器分析和推进剂管理等预定功能。如果壳体与喷管组件的之间密封圈没有可靠密封,高温高压气体将发生泄露导致火箭解体无法完成预定功能。密封圈压缩量是反映密封可靠性的一个关键参数,设计要求密封圈压缩量必须达到其厚度特定压缩比,在装配时予以保证,测量并记录其实测值。

由于固体小火箭是一个典型的规格多、批次多、批量少的产品，实现自动化装配较困难，目前国内固体小火箭的装配均采用手工装配。手动装配一般根据产品的外形特点(见图 1，(A)为喷管带支耳，为壳体带支耳，(C)为无支耳)、设计专用工装(见图 2，(A)为抱箍壳体，(B)为夹持支耳)、固定火箭支耳或抱箍壳体，用力矩扳手人工拧紧喷管至密封垫压缩到设计要求值，生产效率低，劳动强度大，产品一致性较差。

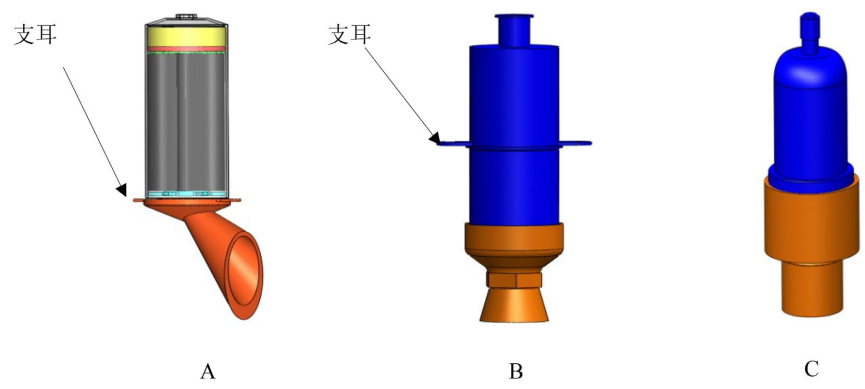


Figure 1. Typical external structure of solid small rockets
图 1. 固体小火箭典型外形结构

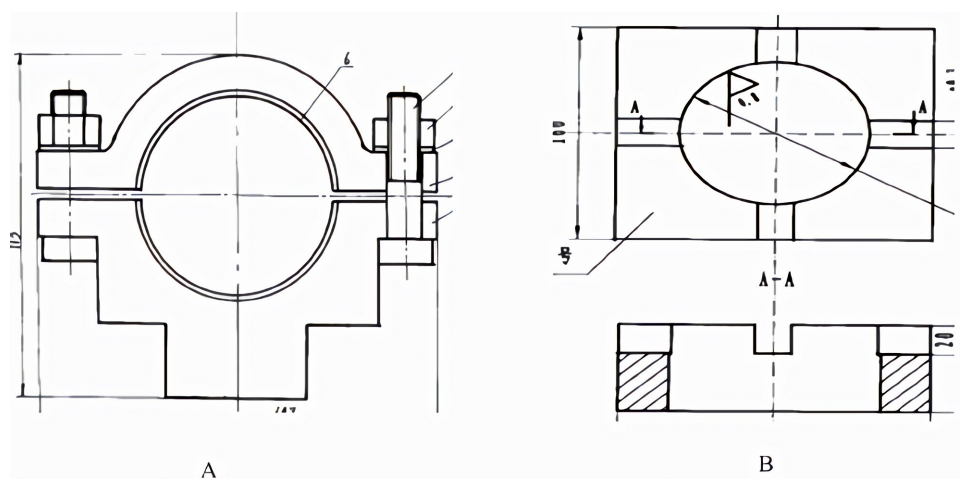


Figure 2. Typical tooling for solid small rockets
图 2. 固体小火箭典型工装

2.2. 目前工艺存在的问题

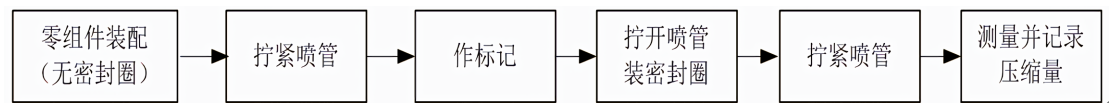


Figure 3. Assembly process of solid small rockets
图 3. 固体小火箭装配流程

固体小火箭现使用的装配流程如下(见图 3): 1) 零组件装配(无密封圈)，将点火药盒、弹簧件、药柱、挡药板等零件依次装入壳体内，此步不含密封圈，也称为预装配；2) 用扭矩扳手将喷管与壳体拧紧，此步的拧紧力矩较小，一般为几十牛米；3) 作标记，做好轴向、周向等位置标记，此步骤是为了找到测量密封圈压缩量(密封圈厚度一般为 1 mm)的测量基准；4) 拧开喷管，装入密封圈；5) 拧紧喷管，此步骤

拧紧力矩较大，一般为 100 N·m 至 500 N·m 之间；6) 测量尺寸。通过测量两次装配标记之间的圆弧差计算出密封圈压缩量。此步由于密封圈压缩量无法直接测量，需要测量尺寸较多。

通过分析目前工艺流程可以看出，现有工艺存在如下问题：

1) 由于密封垫在壳体里面，无法直接测量。目前工艺为了间接测量其压缩量增加了预拧紧、作标记等步骤，两次装配多次测量的工艺增加了工作量，导致目前装配 1 发火箭需要 2 个人大约 20 分钟才能完成，效率低下；

2) 采用手工装配，施加拧紧力矩较大(约 100~500 N·m)，操作人员劳动强度大；

3) 工装数量多，难以管理。目前使用的主要工装结构原理如图 3 所示，但由于火箭直径和支耳尺寸等各异的，每个规格火箭基本具备一套专用工装，本厂专用工装约 40 余套。

除了导致效率低、劳动强度大、工装数量多之外，手动装配产品一致性差不利于质量分析与控制。以某批固体小火箭装配为例，力矩在 200~450 N·m、压缩量在 10%~25%波动，离散度较大，导致产品质量一致性差。因此，研制专用设备进行固体小火箭的自动装配，以减轻劳动强度，提高生产效率和装配一致性具有重要意义。

3. 总体方案设计

3.1. 自动装配设备的功能及技术指标

自动装配技术研究的目标是通过研制自动化设备实现对快速装夹固体小火箭，自动拧紧喷管组件并自动测量密封圈压缩量，达到减少工装数量、降低劳动强度、提高产品装配一致性的目的。

自动化装配设备需具备以下功能：1) 能够实现对三类固体小火箭实现快速夹持并自动拧紧：即无支耳、筒体带支耳、喷盖带支耳的小火箭(见图 2)；2) 能够通过更换工装夹具满足各种尺寸的夹持，工装数量少，夹持力可控；3) 实现对喷盖组件的自动拧紧、拧紧扭矩可测可控、密封圈压缩量可测；4) 具有较高自动化程度，核心装配环节实现自动化。

自动化装配设备满足的技术指标有：1) 自动设备需适用于满足关键外形尺寸的 40 余种小火箭的装配，其关键外形尺寸统计见表 1；2) 设备最大拧紧扭矩不小于 500 N·m，控制精度不大于±3 N·m；3) 密封圈压缩量的检测精度不大于±0.05 mm；4) 每发火箭装配时间不超过 5 分钟。

Table 1. List of external dimensions of products covered by automated assembly equipment
表 1. 自动化装配设备覆盖产品的关键外形尺寸列表

序号	火箭外形	支耳离拧紧位置距离/mm	喷盖直径范围/mm	支耳尺寸/mm	
				孔间距	孔径
1	壳体带支耳	10~60	80~140	130~280	8~18
2	喷盖带支耳	10~60	120~310	150~350	8~18
3	无支耳	10~50	30~80	/	/

3.2. 自动化装配设备的总体方案

自动化装配设备的主要目的是通用的夹持方式，最少的工装快速完成装夹，自动拧紧喷管组件并能检测密封圈压缩量。总体方案设计通过两个子系统来分别解决产品夹持和扭矩加载问题。整个设备主要由自动拧紧系统和通用夹持系统组成。拧紧系统可以上下运行以实现能对不同高度的火箭的扭矩加载，自动拧紧系统与产品间通过接口工装传递扭矩。通用夹持系统是在分析产品结构特点、力学仿真分析、工艺试验验证的基础上提出一种抱箍壳体的夹持系统，夹持系统通过半圆形抱箍火箭壳体。自动化装配

设备的主要结构包括自动拧紧系统、通用夹持系统、电控柜及控制系统、人机界面等(见图4)。其中,自动拧紧系统、通用夹持系统、控制系统是该设备的关键系统。

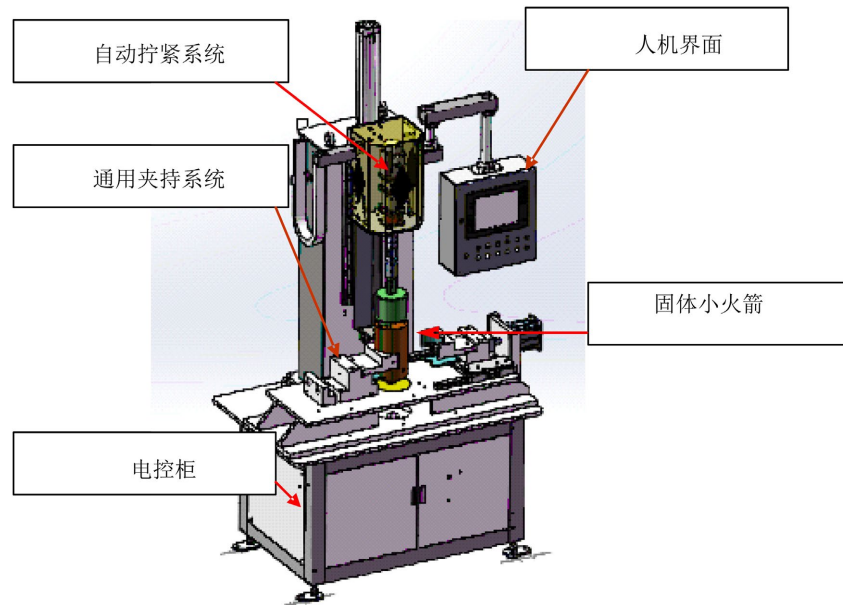


Figure 4. Schematic diagram of the overall structure of automated assembly equipment
图 4. 自动装配设备整体结构示意图

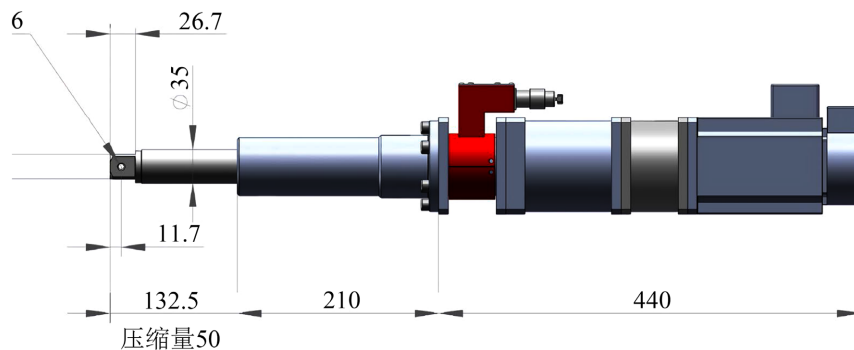


Figure 5. Structural schematic diagram of tightening shaft
图 5. 拧紧轴的结构示意图

1) 自动拧紧系统及其接口工装

自动拧紧系统通过控制扭矩实现壳体与喷管之间密封圈可靠压缩,实现拧紧扭矩可控、可测;密封圈压缩量可测和可控。对密封圈压缩量的检测基本原理是通过对角度的实时检测,判断密封压缩的起始点和终点来实现对密封垫压缩量的间接测量。如何可靠地判断密封圈的压缩量是研制设备的关键技术之一,其理论依据和判断方法、判断过程等均比较复杂,另文专门阐述,详细过程见本文系列文章(固体小火箭自动装配技术研究II:扭矩加载系统设计)。自动拧紧系统采用伺服电机+减速器+扭矩传感器实现(见图5),其中电机选用额定扭矩8 N·m的松下伺服电机,减速器为减速比为75的行星齿轮减速器,传感器是G.S.E(美国)的应变式非接触传感器。电机为恒扭矩交流伺服电机,电机输出扭矩经减速器放大后输出,输出轴端为标准方,采用快速可换的接口工装与产品加载部位连接(见图6)。接口工装上面是标准四方孔与拧紧轴的标准四方轴连接,下方V形开口与火箭喷管六方连接。自动拧紧轴的扭矩、角度信

号与工控机相连，工控机通过人机界面拧紧轴的扭矩-角度曲线，动态跟踪螺纹拧紧过程。

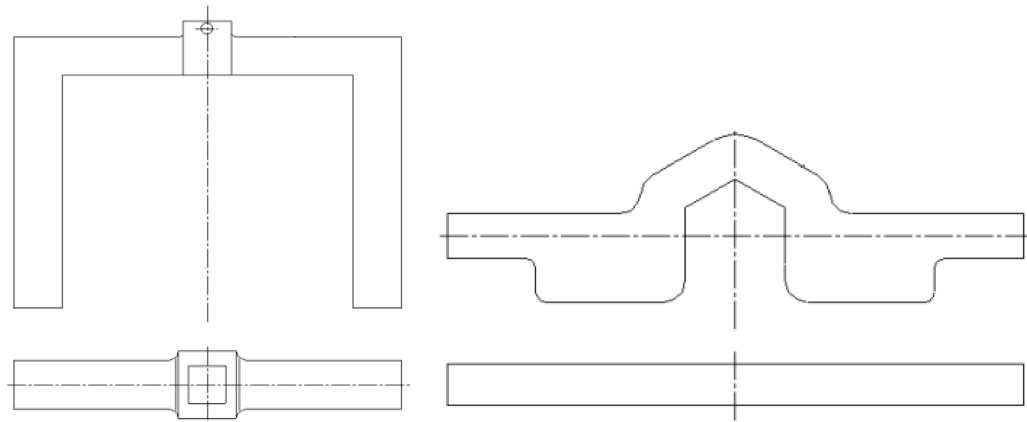


Figure 6. Tighten the shaft interface fixture
图 6. 拧紧轴接口工装

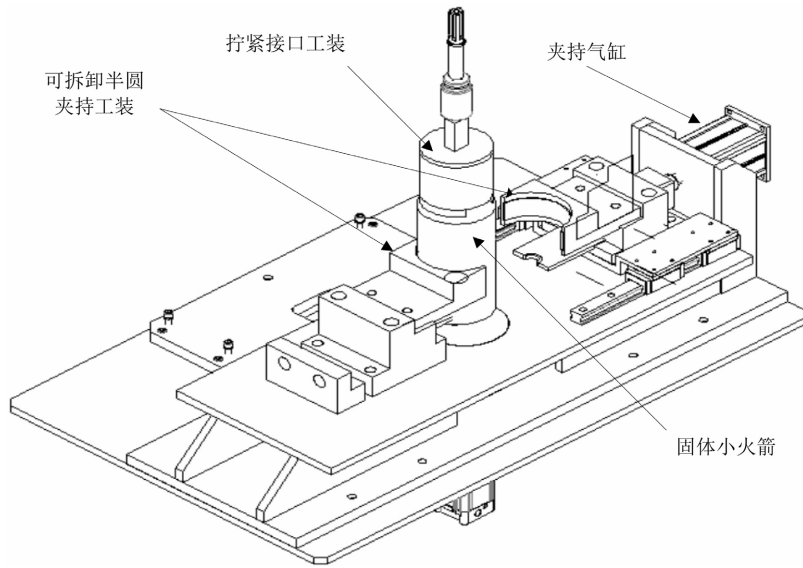


Figure 7. Cylinder clamp universal clamping system
图 7. 圆柱抱箍式通用夹持系统

2) 通用夹持系统及其接口工装

由于固体小火箭外形各异，在现有手工装配过程中，采用专用工装夹持筒体支耳、夹持筒体、夹持喷盖支耳等部位保证加载扭矩时产品转动。火箭壳体支耳或喷盖支耳尺寸差异较大，支耳位置不同(在壳体或者喷盖上)，夹持部位与拧紧部位的相对位置不同，因此沿用原有方式无法设计出通用的夹持系统，不仅不能减少工装，而且不能用一台设备完成多规格产品的装配。通过分析固体小火箭的结构发现，尽管固体小火箭的外形各异，但共同点就是产品壳体均为圆柱体，可以采用抱箍壳体的方式设计夹持系统(见图 7)。夹持系统的难点是保证对火箭不转动的同时，壳体不发生太大变形影响产品质量和装配扭矩。固体小火箭壳体是典型薄壁圆柱件，易发生变形，需要理论计算、试验验证来保证夹持系统设计的可行性，详情见本文系列文章(固体小火箭自动装配技术研究Ⅲ：通用夹持系统设计)。设计完成的通用夹持系统可以保证施加 500 N·m 力矩时火箭不转动，夹持工装数量减少到约 10 余套。

3) 设备运行工艺及控制系统设计

使用自动化设备装配的工艺流程：① 预装固体小火箭(含密封圈)→② 将固体小火箭放在拧紧平台上→③ 设备自动拧紧并测量密封圈压缩量→④ 取下装配好的固体小火箭。其中第 3 步由自动化设备完成，主要动作顺序为：① 夹持气缸夹持到位→② 升降气缸带动拧紧系统下降到位→③ 拧紧轴施加扭矩保证密封圈压缩到位→④ 夹持气缸复位，升降气缸复位。

自动化的控制动作及测量由控制系统自动完成。控制系统采用工控机 + PLC 控制器的方式，工控机完成工艺参数设置、曲线显示、数据库操作及网络通讯等功能，PLC 控制拧紧系统和夹持系统的逻辑控制；其控制系统的电气控制拓扑结构见图 8。工控机与伺服驱动器通讯来控制伺服电机扭矩和转速，测量角度并判断装配是否到位；通过比例阀控制夹紧气缸压力，通过限位开关控制升降气缸位置。

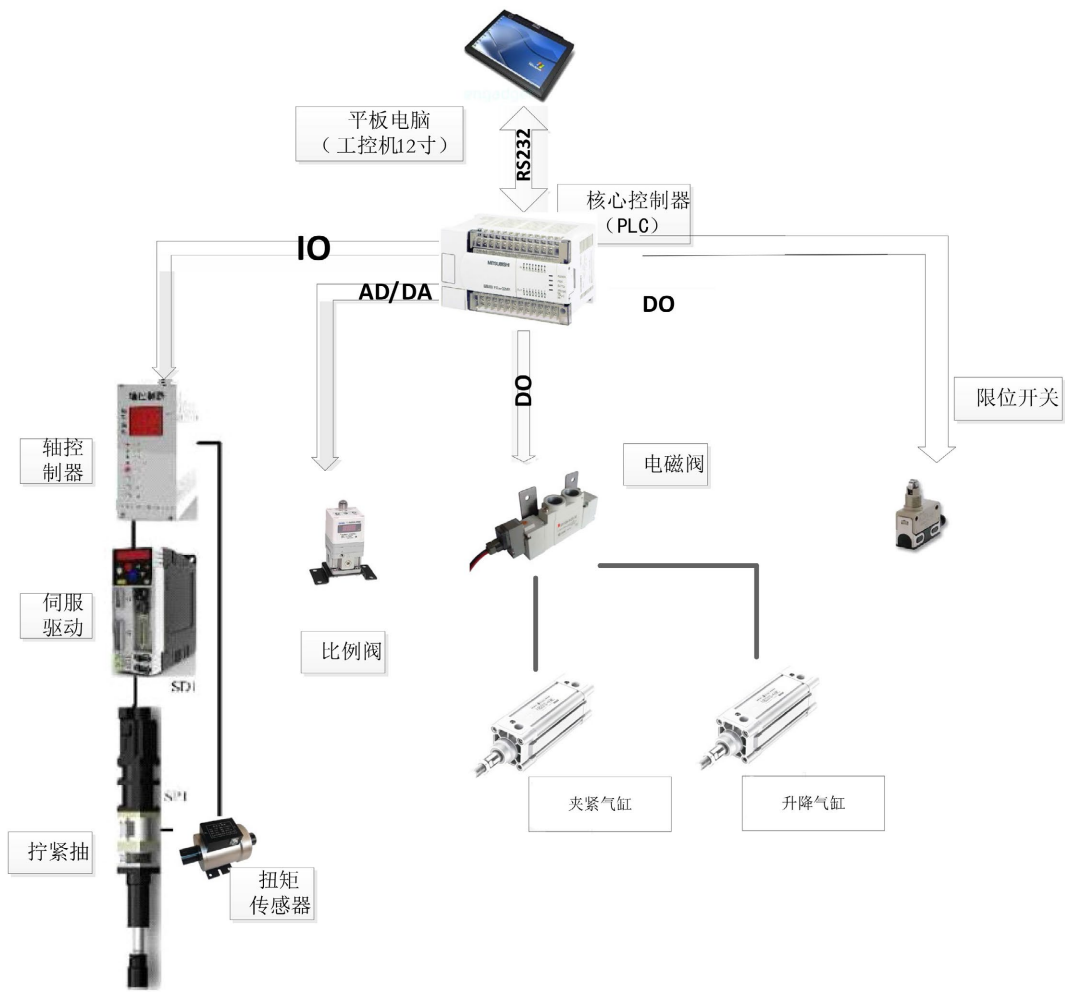


Figure 8. Topological structure diagram of equipment electrical control
图 8. 设备电气控制拓扑结构图

4. 样机验证试验及实验结果

按照功能需求和技术方案，研制了固体小火箭自动化装配设备的样机(见图 9)。经鉴定，该设备额定扭矩为 600 N·m(可瞬时加载 1000 N·m 以上)，扭矩误差小于 3 N·m；密封圈压缩量测量误差不大于 0.005 mm；装配时间每发不大于 5 分钟(含手动装配零组件时间)；具备参数储存、数据管理及联网等其他功能。



Figure 9. Prototype of solid rocket automated assembly equipment
图 9. 固体小火箭自动化装配设备样机

Table 2. Comparison of assembly data for a certain type of small solid rocket
表 2. 某型号固体小火箭装配数据对比

	扭矩/N·m	密封圈压缩量/mm
手工装配	240~450	0.19~0.28
自动装配	435~452	0.23~0.27

注：参考拧紧扭矩 450 N·m，密封圈厚度 1 mm。

Table 3. Measurement value of compression of sealing ring for a certain type of small solid rocket
表 3. 某型号固体小火箭密封圈压缩量测量值

序号	扭矩/N·m	密封圈压缩量/mm		
		标记法检测 L1	自动化检测 L2	相对误差/%
1	435	0.268	0.275	2.6
2	448	0.229	0.238	3.9
3	452	0.255	0.250	-1.9
4	439	0.236	0.241	2.1
5	446	0.243	0.246	1.2
6	446	0.252	0.248	1.6
7	450	0.239	0.246	2.9
8	446	0.250	0.246	-1.6
9	445	0.246	0.252	2.4
10	450	0.258	0.268	3.9

注：相对误差定义为 $(L2-L1)/L1 \times 100\%$ ；密封圈厚度 1 mm。

固体小火箭自动化装配样机可以通过更换半圆形工装完成各种规格产品的装夹，工装结构简单，更换方便，数量只取决于壳体外径的规格数量，40 多种产品共有 10 余种外径规格。因此，使用自动化装配设备后工装数量减少到 10 余种，满足了快速装夹和工装数量少的要求。

自动准确测量密封圈压缩量是设备的关键性指标。因此,以某型号固体小火箭装配为例开展工艺试验,验证密封圈压缩量测量的准确性。某批产品该型号固体小火箭手工装配的测量数据表明该批次扭矩在 240~450 N·m,密封圈缩量在 0.19~0.28 mm 之间波动,装配一致性较差(见表 2);使用自动化设备样机装配,扭矩在 430~452 N·m,密封圈压缩量在 0.23~0.27 mm 之间波动,一致性较大提高(见表 3)。同时,为了验证密封圈压缩量的准确度和有效性,随机选取了其中 10 发采用传统标记法测量和自动测量方式进行对比,相对误差小于 5%。

5. 结论

为了解决固体小火箭手工装配过程中存在劳动强度大、效率低、工装数量多、密封圈压缩量测量繁琐等问题,本文开展了固体小火箭自动装配总体方案设计研究,设计研究了能测量密封圈压缩量扭矩加载技术和通用夹持技术,并设计了扭矩自动加载系统和圆柱抱箍式通用夹持系统。试验结果表明,该设备可以满足现有 40 多种规格的固体小火箭的自动装配,密封圈压缩量测量误差不超过 5%,夹持工装数量由 40 余套减少到 10 余套,工装数量减少约 70%,现装每发固体小火箭装配需要大约 5 分钟,较原来的 20 分钟减少了约 75%。

参考文献

- [1] 刘竹生,王小军,朱学昌,等. 航天火工装置[M]. 北京:中国宇航出版社,2012.
- [2] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究(上)[M]. 北京:中国宇航出版社,2005.
- [3] 张秋芳,王宁飞,田维平,等. 小型固体火箭发动机尾部点火设计与实验[J]. 火炸药学报,2006,29(2): 51-54.
- [4] 陈步学,毛根旺,李进贤,等. 固体火箭冲压发动机地面试验装置及测控系统[J]. 固体火箭技术,2001,24(4): 69-71.
- [5] 冯喜平,董涛,李进贤,等. 高精度固体小型发动机性能检测系统研究[J]. 机械科学与技术,2011,30(10): 1597-1601.
- [6] 张秋芳,王宁飞,田维平. 单项点火试验在小型固体发动机点火设计中的应用[J]. 火工品,2006(3): 5-13.
- [7] 张鹏,张文,胡强,等. 固体发动机用卡环装配工艺研究[J]. 航天制造技术,2012(6): 9-12.