

固体小火箭扭矩加载过程密封圈压缩量在线检测方法研究

汪辉强, 庄小威, 张大伟*, 梁国庆, 陈莉, 黄蕾, 余泉, 黄佳泽, 王永君

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14日; 录用日期: 2025年6月3日; 发布日期: 2025年6月10日

摘要

通过对固体小火箭加载过程中螺纹、弹簧垫圈及密封圈的受力情况进行分析, 得出了加载过程中螺纹、弹簧垫圈及密封圈所受力与拧紧扭矩之间的关系, 将加载过程分为四个阶段, 绘制出了加载过程中的“扭矩-角度”理想曲线。通过对理想曲线每个阶段曲线的斜率进行分析, 得出加载过程中开始接触密封圈位置时的角度值, 计算得出密封圈压缩量。通过本方法获取密封圈压缩量不需再对固体小火箭进行测量、标记及计算, 降低了劳动强度, 避免了多次测量所带来的测量误差, 实现了固体小火箭密封圈压缩量的在线实时精确测量。

关键词

固体小火箭, 扭矩加载, 压缩量

Research on On-Line Measurement Method of Seal Compression during Torque Loading of Small Solid Rocket

Huiqiang Wang, Xiaowei Zhuang, Dawei Zhang*, Guoqing Liang, Li Chen,
Lei Huang, Quan Yu, Jiaze Huang, Yongjun Wang

Sichuan Aerospace Chuannan Initiating Explosive Technology Limited, Luzhou Sichuan

Received: Mar. 14th, 2025; accepted: Jun. 3rd, 2025; published: Jun. 10th, 2025

Abstract

Threaded through the small solid rocket loading process for loading automatic loading device in

*通讯作者。

文章引用: 汪辉强, 庄小威, 张大伟, 梁国庆, 陈莉, 黄蕾, 余泉, 黄佳泽, 王永君. 固体小火箭扭矩加载过程密封圈压缩量在线检测方法研究[J]. 国际航空航天科学, 2025, 13(2): 15-22. DOI: 10.12677/jast.2025.132002

the analysis of force of spring washer and sealing ring, the loading process of screw, spring washer and sealing ring the relation between the force and the tightening torque, loading process is divided into four stages, draw the "torque angle during the loading process of" idea curve. Through the analysis of the slope of the ideal curve of each stage of the curve, that began to contact the sealing ring position when the angle value of the loading process, calculate the sealing ring the amount of compression. Obtain the sealing ring compression does not need to measure the small solid rocket through this method, marking and calculation, reduces the labor intensity, and avoids repeated measurement error caused by the real. Online and real-time measurement is a small solid rocket is sealed compression. The method of the invention can be used as criterion of rockets tightening detection.

Keywords

Small Solid Rocket, Torque Loading, Compression

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

固体小火箭广泛应用于航天飞行器的各个领域,发挥着举足轻重的作用[1][2],固体小火箭通常采用密封圈进行密封[3][4]。在扭矩加载过程中壳体组件挤压预装在喷管组件中的密封圈[5],使得密封圈被压缩,从而达到密封的目的。目前,固体小火箭装配过程中密封圈压缩量的测量采用手工间接测量的方式进行,其过程包含间接尺寸测量、试装、标记、加力矩计算密封圈压缩量 4 个步骤,过程繁琐,生产效率较低,且密封圈压缩量采用多个尺寸计算,累积误差较大。

综上所述,为了保证固体小火箭装配质量可靠,提高小火箭装配效率、保证固体小火箭质量状况在批次间和个体间的离散可控,需研究新的密封圈压缩量测算方法,提升固体小火箭类质量控制可靠性和产品生产装配能力。

2. 固体小火箭压缩量获取的方法

固体小火箭加载的目的是使得密封圈压缩量满足要求,密封圈是否被压缩以及压缩量是否达到指定值是固体小火箭装配加载到位的重要依据。

2.1. 固体小火箭加载过程受力及过程分析

通过分析固体小火箭结构和装配过程,固体小火箭喷管组件拧紧过程中,喷管组件首先与壳体组件螺纹接触,然后再接触挡药板,由于挡药板通过药柱与弹簧垫圈串联,挡药板和药柱刚性较大在装配过程中几乎无变形,因此接触挡药板的情况可看作喷管组件直接接触弹簧垫圈,最后壳体组件接触密封圈,按喷管组件与壳体组件、弹簧垫圈和密封圈的接触情况,拧紧过程分为 3 个阶段,如图 1 所示。

a. 第 1 阶段:刚开始拧紧时,固体小火箭喷管组件仅有螺纹接触,扭矩只需克服螺纹副连接所产生的摩擦扭矩,这一阶段的扭矩值比较小且基本不变;

b. 第 2 阶段:固体小火箭喷管组件通过螺纹连接相对转动到接触弹簧垫圈,弹簧垫圈变形,螺纹连接的轴向力变大。这个阶段固体小火箭和弹簧垫圈存在滑动摩擦,扭矩需要克服内外螺纹连接摩擦产生的扭矩和固体小火箭喷管组件与弹簧垫圈摩擦产生的扭矩。这一阶段的扭矩值会有所增大,增大的幅度

与弹簧垫圈弹性系数有关;

c. 第3阶段: 在第2阶段的基础上, 固体小火箭喷管组件再与密封圈接触, 密封圈弹性变形, 螺纹连接轴向力继续增大。这个阶段固体小火箭与密封圈存在滑动摩擦, 扭矩需要克服内外螺纹连接摩擦产生的扭矩、固体小火箭与弹簧垫圈摩擦产生的扭矩和固体小火箭和密封圈摩擦产生的扭矩。这一阶段的扭矩值继续开始增大, 其增大的幅度与密封圈弹性系数有关。

综上所述, 理想状态下, 扭矩加载值的大小跟密封圈与喷管组件接触、弹簧垫圈与喷管组件接触、螺纹副间接触产生的摩擦阻力矩有关。

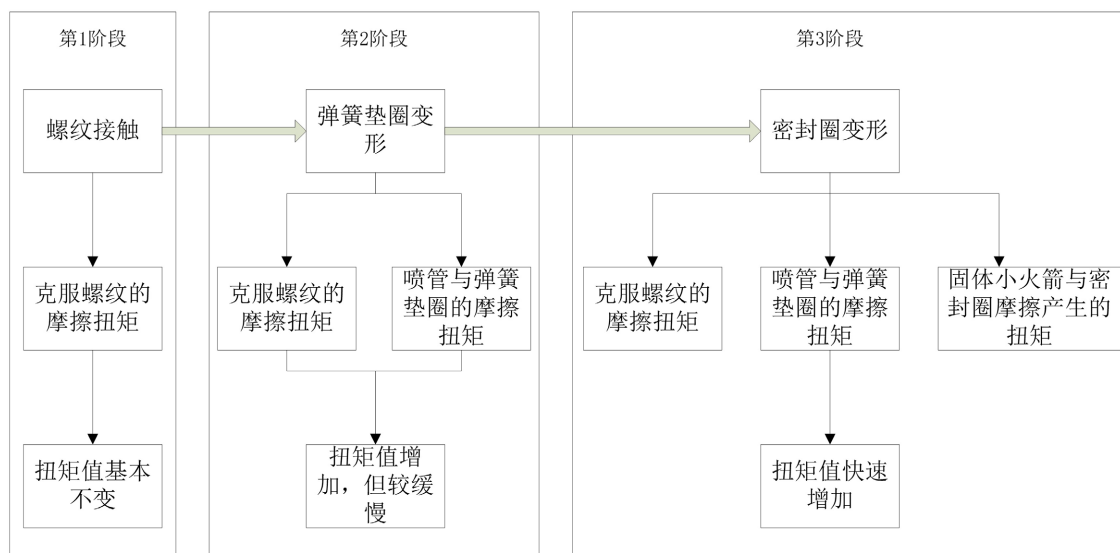


Figure 1. Analysis of the tightening process of solid rocket

图 1. 固体小火箭拧紧过程分析

2.1.1. 螺纹受力分析

由于喷管组件与壳体组件是采用螺纹选配的, 选配时要求装配轻松, 且装配时在喷管组件螺纹及壳体组件螺纹均涂有润滑脂。根据工程经验, 一般需加 $200 \text{ N}\cdot\text{m}$ 拧紧的固体小火箭, 只需 $3 \text{ N}\cdot\text{m}\sim 4 \text{ N}\cdot\text{m}$ 即可转动喷管组件, 故螺纹副产生的阻力矩对加载力矩的影响很小, 可以忽略。因此, 可以得出以下结论: 固体小火箭预紧过程中喷管组件转动时的螺纹副阻力矩很小, 且很稳定, 扭矩 - 角度曲线基本为一条直线, 曲线的斜率为零, 且基本不变。

2.1.2. 弹簧垫圈受力分析

弹簧垫圈受正压力情况下会产生压缩变形。固体小火箭装配过程中, 喷管组件与弹簧垫圈接触部位 (实际为喷管组件与挡药板接触部位) 为环形面, 喷管组件拧紧时, 弹簧垫圈受到喷管组件作用的正压力 F_1 致使弹簧垫圈压缩, 弹簧垫圈受力分析如图 2 所示。



Figure 2. Spring washer and its force diagram

图 2. 弹簧垫圈及其受力图

弹簧垫圈变形量与正压力有关系, 根据胡克定律有:

$$F_1 = k_1 \cdot m \quad (2.1)$$

为了找出弹簧垫圈变形量与正压力一般关系, 选用工厂典型的典型固体小火箭固体小火箭作为试验对象进行了试验。采用压力 - 应变设备对弹簧垫圈进行压力试验, 得出其压力 - 变形量曲线见如图 5 所示。

由图 3 可以看出, 该固体小火箭弹簧垫圈压力 - 变形量曲线在压缩量范围内可近似看作由 4 段分段曲线构成, 4 段曲线的变形量区间分别为[0, 0.5]、[0.5, 2.8]、[2.8, 3.15]和[3.15, 3.9]。

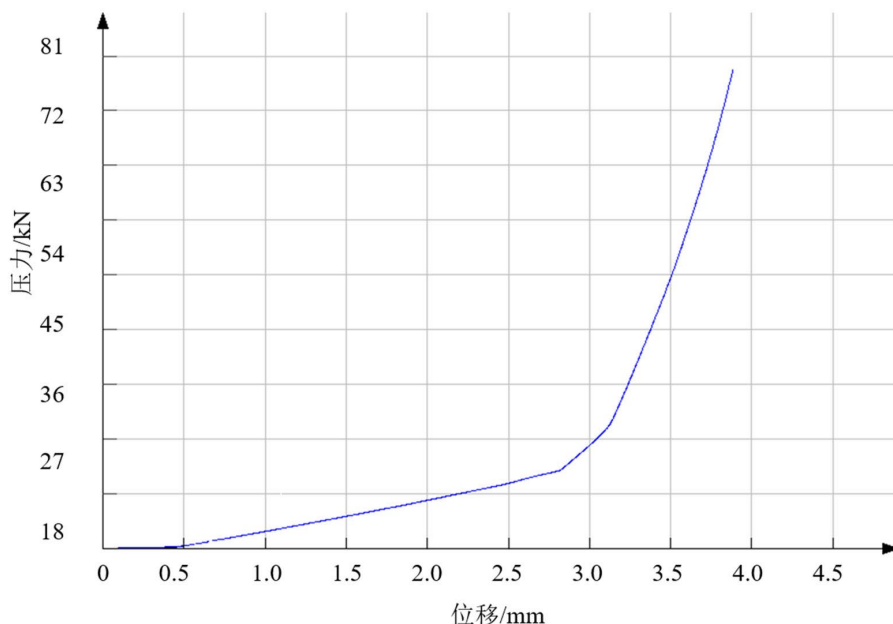


Figure 3. Pressure displacement curve of spring washer for typical solid small rocket

图 3. 典型固体小火箭的弹簧垫圈压力 - 位移曲线

按固体小火箭设计规定, 弹簧垫圈装配后压缩量应控制在[0.5~2.5] mm 内。对该固体小火箭内装零件进行尺寸链换算, 算得其在设计要求公差尺寸范围内弹簧垫圈压缩量在[0.6~2.5] mm 范围内。

从图 6 中可以看出, 在[0.5~2.8]压缩量区间内的曲线可近似看作直线, 则弹簧垫圈弹性系数在[0.5~2.8]可近似计算得:

$$k_1 = 0.44 \text{ kN/mm} \quad (2.2)$$

喷管组件拧紧到位后, 该固体小火箭弹簧垫圈变形量与正压力关系为:

$$F_1 = 0.44 m \quad (2.3)$$

工厂固体小火箭弹簧垫圈材料和结构相同, 根据选用不同尺寸的弹簧垫圈进行试验, 其压力 - 变形量曲线形状与该固体小火箭弹簧垫圈压力 - 变形量曲线形状相同。因此, 可以得出以下结论: 固体小火箭弹簧垫圈压力 - 变形量曲线为一条斜线, 且斜线的斜率不变, 斜率值大于 0。在加载过程中扭矩 - 角度曲线走势与压力 - 变形量曲线走势相同。

2.1.3. 密封圈受力分析

固体小火箭装配过程中, 密封圈与喷管组件接触部位同样为环形面, 密封圈受到喷管组件作用的正压力 F_2 的作用致使密封圈压缩, 密封圈受力分析见图 4。

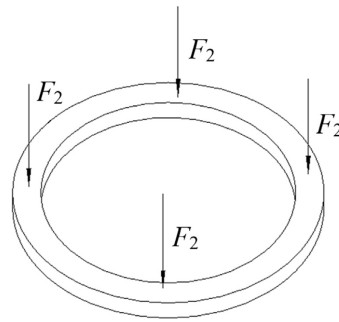


Figure 4. Spring ring force diagram
图 4. 密封圈受力图

密封圈本身结构为实体平面圆环, 在无周向约束轴向压力 F_2 均匀分布作用的情况下, 由材料力学可知:

$$E = \sigma/\varepsilon \quad (2.4)$$

$$\sigma = F_2/A \quad (2.5)$$

$$\varepsilon = \Delta L/L \quad (2.6)$$

可以得出,

$$F = \varepsilon \cdot E \cdot A \quad (2.7)$$

这种情况下可将密封圈看作一个弹簧, 设其弹性系数为 k_2 (密封圈材料结构尺寸一定情况下, k_2 为常数), 由胡克定律可知,

$$k_2 = F_2/\Delta L = EA/L \quad (2.8)$$

但实际上, 密封圈装配压缩过程中, 其压缩变形过程周向受到喷管组件环形凹槽的约束, 理论上会造成材料性能的改变, 如密度随压缩量增加而增大, 密封圈弹性系数有可能是一个随压缩量变化的变量。

设弹簧垫圈在正压力作用方向上的变形量为 n , 弹性系数为 k_2 , 则根据胡克定律有:

$$F_2 = k_2 \cdot n \quad (2.9)$$

此处 k_2 并非常数, 为广义上的弹性系数, 其值有可能随着 n 的变化而变化。

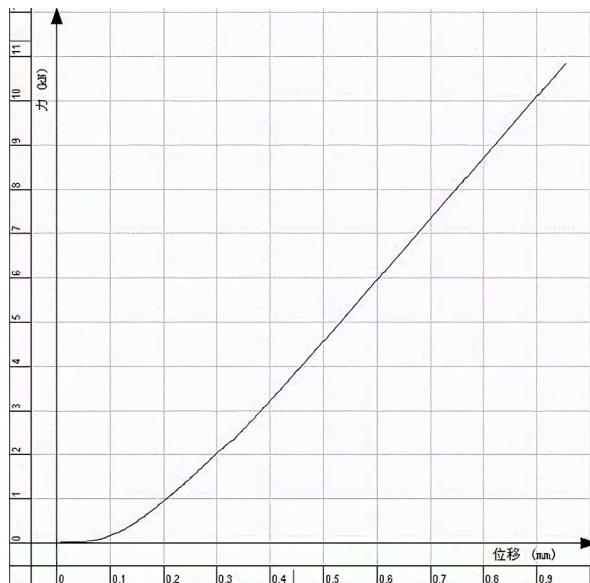


Figure 5. Typical solid small rocket sealing ring pressure compression curve
图 5. 典型固体小火箭密封圈压力 - 压缩量曲线

为了得到实际装配情况下密封圈压缩量与正压力一般关系, 选用典型固体小火箭作为试验对象进行了试验。采用压力 - 应变设备对典型固体小火箭密封圈进行压力试验, 得出其压力 - 压缩量曲线如图 5 所示。

从图 5 可以看出, 典型固体小火箭密封圈压力 - 压缩量曲线在其压缩量范围内可看作由 2 段分段曲线构成, 压缩量在 $[0, 0.15]$ mm 范围内为曲线、 $[0.15 \sim 0.9]$ mm 范围内为近似看作直线。

按典型固体小火箭设计规定, 密封圈装配后压缩量要求控制在 $[0.15 \sim 0.45]$ mm 内。

通过曲线可以计算出, 在 $[0.15 \sim 0.9]$ mm 范围内:

$$k_1 = 12.85 \text{ kN/mm} \quad (2.10)$$

喷管组件拧紧到位后, 设密封圈压缩量为 n , 则典型固体小火箭密封圈压缩量与正压力关系为:

$$F_2 = 12.85 n \quad (2.11)$$

工厂固体小火箭密封圈材料、结构和装配压缩情况相同, 根据选用不同尺寸的密封圈进行试验, 其压力 - 压缩量曲线形状与典型固体小火箭密封圈压力 - 压缩量曲线形状相同。因此, 可以得出以下结论: 固体小火箭密封圈压力 - 压缩量曲线由 1 条曲线和 1 条直线构成, 曲线段的斜率随密封圈压缩量的增大而增大。

2.1.4. 综合受力分析

影响固体小火箭扭矩加载的因素有喷管组件与壳体组件之间螺纹、弹簧垫圈和密封圈等, 螺纹的影响由于相对较弱, 可以忽略; 所选的固体小火箭弹簧垫圈和密封圈压力 - 压缩量试验结果中, 在设计要求压缩量范围内, 弹簧垫圈和密封圈初始压缩阶段弹性系数较小, 随压缩量的增加而增大, 弹簧垫圈弹性系数区间长度约为 0.5 mm, 密封圈弹性系数区间长度约为 0.08 mm, 弹簧垫圈弹性系数 k_1 最大值为 0.44 kN/mm, 密封圈弹性系数 k_2 最大值为 12.85 kN/mm, 可以看出, 其密封圈弹性系数远大于弹簧垫圈弹性系数, 近 30 倍。故弹簧垫圈对装配拧紧过程中的拧紧力矩影响很小, 在所述拧紧过程第 3 阶段可以忽略螺纹及弹簧垫圈对密封圈压缩量判定正确性的影响。

2.2. 扭矩 - 转角理想曲线

根据上述分析并结合密封圈压缩量与拧紧力矩理论关系, 绘制扭矩 - 转角理想曲线, 其曲线走势应如图 6。

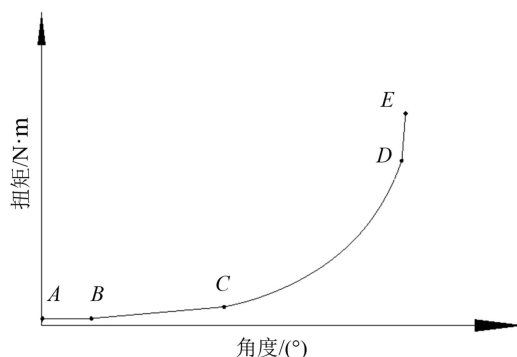


Figure 6. Ideal torque angle curve

图 6. 扭矩 - 角度理想曲线

由图 6 进行分析:

a. A 点到 B 点: 固体小火箭在拧紧过程中喷管组件与壳体组件仅有螺纹接触, 随着转角的增大, 扭

矩基本保持不变;

b. B 点到 C 点: 喷管组件在拧紧过程中接触弹簧垫圈, 弹簧垫圈变形, 螺纹连接的轴向力变大, 使转矩逐渐加大, 弹簧垫圈弹性系数较小, 扭矩变化率较小;

c. C 点到 D 点: 喷管组件在拧紧过程中接触密封圈, 密封圈变形, 螺纹连接的轴向力继续变大, 使转矩增大, 相比弹簧垫圈密封圈弹性系数较大, 扭矩变化率增大;

d. D 点到 E 点: 密封圈压缩至极限状态, 转角不变, 扭矩快速变大。

从图 6 可以看出, C 点到 D 点为密封圈压缩过程曲线。由于每种固体小火箭螺纹、弹簧垫圈、密封圈之间的差异, 加载过程结束点可通过扭矩 - 角度传感器直接读出, 但其 CD 段起始点难于把握, 需通过算法来实现。

2.3. 曲线 C 点角度值获取方法

根据所述曲线斜率特点, 可利用数学计算的方式获得 CD 段起始点角度值, 通过对所采集数据形成的曲线斜率进行连续计算, 选取斜率变化率连续增大的区间作为密封圈开始压缩的起点所在的区间, 读出该点角度值 A_n 。方法具体如下:

a. 获取并记录固体小火箭参数 $[M_{\text{保}}, M_{\text{设}}, P, t, d, \Delta A]$, 且满足

$$M_{\text{保}} = M_{\text{设}} \times 120\% \quad (2.12)$$

其中

$$\Delta A = A_m - A_n \quad (2.13)$$

A_m 为加载过程结束点的角度值, A_n 为垫圈压缩起始点所在的角度值, 通过公式

$$D = (\Delta A \times P) / (360 \times t) \quad (2.14)$$

可算得垫圈压缩量。

b. 先将固体小火箭内装零件装入壳体组件, 然后将 1 件密封圈装入喷管组件, 喷管组件用手拧入壳体组件进行预装, 将所述目标压缩量 d_1 , 保护扭矩值 $M_{\text{保}}$, 垫圈厚度值 t , 喷管组件螺距值 P 等参数输入对应产品代号工艺参数内。

c. 将壳体组件固定, 使其不能转动, 力矩扳手带动喷管组件进行扭矩加载, 加载过程中每隔一定时间实时记录下扭矩值 M_n 及角度值 A_n , 并实时计算斜率 K 值,

$$K_n = (M_{n+1} - M_n) / (A_{n+1} - A_n) \quad (2.15)$$

其中 n 为扭矩 - 角度曲线上的点, 从扭矩 - 角度曲线上第一个点开始, 使用连续 7 个点共 6 段曲线为一组, 依次进行斜率差值计算, 每组计算过后往后推一个点作为新的一组, 连续进行斜率差值计算, 即

$$\Delta K_n = K_n - K_{n-1} \quad (2.16)$$

当 $\Delta K_n < \Delta K_{n+1} < \Delta K_{n+2} < \Delta K_{n+3} < \Delta K_{n+4}$ 时, 即斜率连续开始增大, 则记录下此时的角度值 A_n , 此时开始从 A_n 计算垫圈压缩量值。

2.4. 获取压缩量的算法

在上述获取 A_n 基础上, 继续加载喷管组件, 达到以下两种情况中任意 1 种情况, 加载停止:

a. 加载至预设保护扭矩 $M_{\text{保}}$ 之前, 不断计算, 直到加载至满足预设压缩比值 $\eta_{\text{设定}}$, 其中 $10\% \leq \eta_{\text{设定}} \leq 30\%$, 即 $\eta_{\text{实际}} = \eta_{\text{设定}}$, 此时加载停止, 记录 $\eta_{\text{实际}}$ 值、压缩量 d 值及扭矩值 $M_{\text{实时}}$;

b. 加载至预设压缩量比 $\eta_{\text{设定}}$ 之前, 扭矩值加载至保护扭矩 $M_{\text{保}}$, 即 $M_{\text{实时}} = M_{\text{保}}$, 此时加载停止, 记录加载结束时喷管组件转过的角度值 A_m 值, 根据公式(2.17)和公式(2.18)计算出压缩量值 d , 再计算压缩

比, 即

$$\eta_{\text{实际}} = (d/t) \times 100\% \quad (2.17)$$

并判断压缩比 $\eta_{\text{实际}}$ 是否满足

$$10\% \leq \eta_{\text{实际}} \leq 30\% \quad (2.18)$$

若满足, 则记录 $\eta_{\text{实际}}$ 值、压缩量 d 值及扭矩值 M 实时, 若不满足, 则加载停止, 重新更换密封圈后再次按 2.3 中所述方法重新加载。

3. 试验验证与对比

3.1. 工艺试验

以所述方法选取某固体小火箭进行试验, 优选密封圈厚度 1 mm, 壳体外径为 $\Phi 110$ mm, 设定 M 安全为 280 N·m, 目标压缩量为 0.2 mm, 试验结果见表 1。

Table 1. Verification test results

表 1. 验证试验结果

序号	新方法加载(压缩量设定为 0.2 mm)			人工加载(300 N·m)		
	新方法压缩量/mm	气密试验合格与否	所需时间(S)	人工加载通过换算得到的压缩量/mm	气密试验合格与否	所需时间(S)
1	0.2	合格	502	0.214	合格	1216
2	0.2	合格	478	0.098	不合格	1304
3	0.2	合格	495	0.154	合格	1179
4	0.2	合格	489	0.195	合格	1246
5	0.2	合格	497	0.179	合格	1174

3.2. 试验结果分析

从表 1 的试验结果可以看出, 当使用新方法并设定目标压缩量为 0.2 mm 时, 密封圈压缩量均为 0.2 mm, 对比采用原人工加载换算的压缩量为 0.098~0.214 mm, 采用新方法加载得出的密封圈压缩量一致性很好。此外, 新方法的加载所需时间也缩短为人工加载的约 40%。

4. 结论

通过试验结果可得, 采用本方法量化了压缩量控制, 提高了产品装配一致性及合格率, 避免了采用手工在纸质记录本上记录加载后压缩量和人工拍照记录加载过程的麻烦, 提高了效率约 1 倍以上, 能够很好的在工程上得到运用。通过本方法获取密封圈压缩量不需再对固体小火箭进行测量、标记及计算, 降低了劳动强度, 避免了多次测量所带来的测量误差, 实现了固体小火箭密封圈压缩量的在线实时精确测量。

参考文献

- [1] 刘竹生, 等. 航天火工装置[M]. 北京: 宇航出版社, 2012.
- [2] 王凯民. 火工品工程(下) [M]. 北京: 国防业出版, 2014.
- [3] 陈汝训, 主编. 固体火箭发动机设计与研究(上) [M]. 北京: 宇航出版社, 2005.
- [4] 张秋芳, 等. 固体小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.
- [5] 胡韶华, 等. 用于固体小火箭自动化装配的夹持装置改进[J]. 制造技术与机床, 2016(9): 95-98.