

# 火箭发动机试验红外测温技术应用

徐 峰, 罗 军, 彭 飞

(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 目前发动机试验温度参数主要采用接触式测量方法, 测温元件直接与被测对象相接触, 优点是测量精度高, 缺点是试验过程传感器经常损坏或脱落, 且高温和腐蚀性介质影响感温元件的性能和寿命。根据发动机试验任务的要求和液体火箭发动机试验的特点, 结合先进的分布式无接触式测量及光纤传输的技术, 设计并建立了红外热成像测量系统。该系统采用无损、无线测量及光纤传输方式, 提高了发动机热试车恶劣环境条件下关键部位温度参数的获得率, 为全面研究发动机工作过程温度场分布情况奠定基础。

**关键词:** 发动机试验; 红外测温技术; 无线测量; 红外热成像

**中图分类号:** V434-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2017) 01-0078-07

## Application of infrared temperature measurement technology in liquid rocket engine test

XU Feng, LUO Jun, PENG Fei

(Xi'an Aerospace Power Test Technology Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The temperature measurement during the liquid rocket engine test is currently done with the contact measurement method. It has high accuracy, but the performance and life of temperature sensing elements are influenced by contact of the measured object, high temperature and corrosion propellant. According to the requirements and the characters of the liquid rocket engine test, an infrared temperature measurement system was designed and established in combination of the advanced distributed non-contact measurement and optical fiber transmission technologies. The nondestructive and wireless measurement, and optical fiber transmission are adopted in the system, which improves the pick-up rate of temperature parameters on the key parts of the liquid rocket engine in running test in severe environment. The establishment of the system has laid a firm foundation for the research on temperature field distribution of liquid rocket engine.

**Keywords:** engine test; infrared temperature measurement technology; wireless measurement; infrared thermal imaging

收稿日期: 2016-03-13; 修回日期: 2016-07-10

基金项目: 航天支撑技术项目(617010429)

作者简介: 徐峰 (1978—), 男, 工程师, 研究领域为发动机测量技术与工程

## 0 引言

液体火箭发动机研制过程中,需要进行大量的地面热试车考核。试车中获取的温度数据是发动机结构设计、改进和材料选型的重要依据,特别是发动机关键组件发生器、涡轮泵等温度变化趋势和规律是设计人员关心的重点。目前液体火箭发动机试验中,多数测点通过安装传感器有线测量,只能获得有限、离散某点温度值,无法获得发动机工作过程总体或关键位置的线温、面温和温度场,且测温元件直接与被测对象相接触,高温和腐蚀性介质影响测温元件的性能和寿命,试验过程点焊或粘贴的壁温传感器经常发生脱落。根据发动机试验任务的要求和液体火箭发动机试验的特点,结合先进的分布式和无接触式测量以及光纤传输的技术,设计并建立了红外热成像测量系统。该系统考虑到发动机热试车温度场测量和关键部位温度数据提供的要求,采集系统可采用试验现场搭建和测量间搭建两种方式,测量数据采用光纤实现信号传输。结合先进的分布式无接触式测量及光纤传输的技术,设计并建立了红外热成像测量系统。该系统采用无损、无线测量及光纤传输方式,提高了发动机热试车恶劣环境条件下关键部位温度参数的获得率,为全面研究发动机工作过程温度场分布的情况奠定了基础。

## 1 红外测量原理

红外线是一种电磁波,它的波长范围为 $0.76\sim 1\,000\,\mu\text{m}$ ,不为人眼所见,它反映物体表面的能量场,即温度场。物体温度不同,辐射出的红外线能量不同,辐射波的波长也不同。

红外测温的工作原理类似热敏电阻,即探测器吸收入射的红外辐射,致使自身的温度升高,从而导致探测器阻值发生变化,在外加电流的作用下产生电压信号输出。它的探测目标物体自身发射的“热辐射”,将红外能量转换成电信号,通过电系统处理,最终转化为人眼可见的红外图像。红外热成像系统是通过非接触探测红外能量

(热量),将其转换为电信号,在显示器上生成热图像和温度值,并对温度值进行计算的一种检测设备。红外热成像仪(热成像仪或红外热成像仪)能够将探测到的热量精确量化或测量,不仅能够观察热图像,还能够对发热的故障区域进行准确识别和细致分析。

发动机热试车过程是一个从启动到稳态工况再到关机的变化过程。如何获取真实、可靠的温度数据以及发动机整体温度场的分布情况,是发动机设计和试验人员面临和必须解决的问题,红外测温技术为全面解决发动机试验恶劣环境下的关键部位温度准确测量提供了途径。

## 2 系统指标与功能

发动机试验红外温度场测量系统应具有抗电磁干扰及野外各种复杂恶劣的气候下,长时间连续稳定工作,保证长时间温度测试的稳定性和准确性。测试系统采用光纤传输方式,传输距离在发动机试验中不受限制,测试人员不需在现场操作,远距离获得实时试验数据和红外影像,对设备进行远程控制和记录。

### 2.1 系统指标与功能

设计的红外温度场满足下列技术指标:

1) 测量能力:提供火箭发动机试验过程温度场分布趋势图。并可单独提供8路测点温度和8路区域面积的精确温度数据和曲线图。

2) TCP传输方式,可以长时间稳定传输,传输帧频0~30帧/秒可调。

3) 测温范围: $-20\sim 400\,^{\circ}\text{C}$ (标准) $-40\sim 2\,000\,^{\circ}\text{C}$ (可扩展);测温方式:自动测温。

4) 工作环境温度: $-20\sim 50\,^{\circ}\text{C}$ ;抗震性、抗冲击性,抗电磁干扰能力达到恶劣环境下国家标准。

5) 数据处理功能:录制、回放、温度-时间趋势分析,温度段百分比-时间趋势分析,温度段平均温度-时间趋势分析,十等温色、独立开窗等。

6) 具有任意多点同时测温能力,能捕捉温度趋势曲线上瞬间某时刻的红外图片,并自动生成红外报告,可对整个试验过程中的某一小段独

立进行详细分析。

2.2 系统结构

2.2.1 系统硬件组成

红外热成像测温系统主要由探测器、控制器、电光纤传输、数据采集与处理装置、处理软件等组成，主要部件是探测器。探测器的功能是吸收入射的红外辐射，致使自身的温度升高，从而导致探测器阻值发生变化，在外加电流的作用下可以产生电压信号输出。不同性质的材料因对辐射的吸收或反射性能各异，因此它们的发射性能也不同。探测器的电源电缆线与电源适配器、数据传输与控制电缆、路由器、手动万向云台、长焦镜头、计算机、外部触发录制模块等连接

情况如图 1 所示。

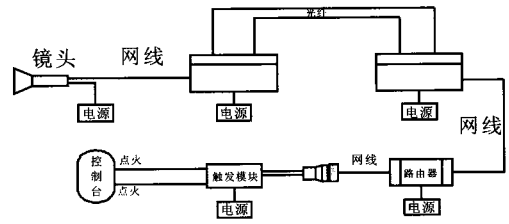


图 1 系统组成框图

Fig. 1 Block diagram of system

2.2.2 软件功能

根据发动机热试车温度场数据采集与处理要求，软件应具有表 1 所示的功能。

表 1 软件主要功能

Tab. 1 Main functions of software

| 功 能         | 内 容   |
|-------------|---|
| 实时性         | 在线拍摄时，可同时实时显示、分析、录制                                     |
| 多种分析功能      | 自动生成动态红外数据列表、动态直方图温度曲线、动态时间-温度曲线、动态直线-温度曲线，报警温度多逻辑设置等   |
| 瞬间捕捉功能      | 能捕捉温度趋势曲线上瞬间某时刻的红外图片，并自动生成红外报告                          |
| 某一时间段捕捉功能   | 可对整个实验过程中的某一小段单独进行详细分析                                  |
| 文件存储安全性     | 存储时采用多文件和分字段的存储安全模式，不会在突然断电情况下导致文件破坏或无法打开               |
| 动态文件转化多样性功能 | 可以将趋势曲线上所有的时间和对应的温数据据拷贝到 excel 中，也可将录像过程方便地转换为 AVI 文件格式 |

红外测温系统应与现有的火箭发动机试验温度数据采集和分析系统紧密结合，满足发动机多点测温 and 温度场分析的要求，能实时动态显示、分析、存储。红外测温系统适合大跨度温度变化的测试及高温、常温同时分布的特殊温度场测试研究。同时，适合发动机试验恶劣环境条件及全天候工作的场合，并能对海量数据（如几十 G 的大文件）快速传输和分析。

3 系统功能设计

在红外测温仪原有软件分析功能基础上，开

发了集成显示、分析和外部触发等功能为一体应用软件。包含录制、回放，温度-时间趋势分析，温度段百分比-时间趋势分析，温度段平均温度-时间趋势分析，十等温色，独立开窗六个主要功能模块。下面对其中三个功能进行简要介绍。

3.1 温度段百分比-时间趋势分析

温度段百分比-时间趋势分析：趋势分析可以显示一个时间周期内，任意温度段随时间或其他因素变化的规律，如图 2 所示。

3.2 十等温色分析

提供最多十个等温色标，即最多可以同时选

择十个温度段,分别采用不同的颜色进行显示。

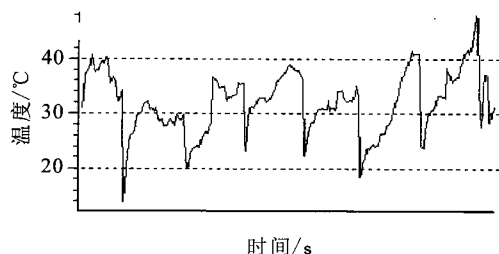


图2 温度段百分比-时间趋势分析示意图

Fig. 2 Tendency analysis of temperature percent versus time

### 3.3 独立开窗

红外图像在温度跨度比较大的时候,在红外图片上要同时看到高温物体和低温物体很困难。在看清高温物体时,低温物体就消隐掉了;看清低温物体时,高温物体就饱和掉了。为了同时看清高温和低温物体,开发了独立开窗技术。

## 4 提高测量精度的技术途径

红外热成像测温系统测温误差应满足发动机试验任务的要求。影响测量误差主要因素有目标物的辐射率、拍摄距离、环境温度、湿度等。其中,目标物的辐射率最为关键,如图3所示。

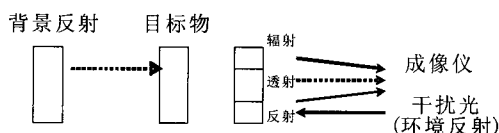


图3 影响红外测温精度各参数示意图

Fig. 3 Parameters influencing the accuracy of infrared temperature measurement

### 4.1 辐射率获取方法

不同材料因对辐射的吸收或反射性能不同,它们的发射性能也应不同。一般情况下温度低于300 K时,金属氧化物的发射率大于0.8。目前国内在常温条件下发动机各部件材质辐射率还没有准确的数据。为了准确获取发动机不同部位的材质辐射率,选取在相同环境条件(拍摄距离、环境温度、湿度、大气压)下,采用接触法来获取同一型号发动机关键部位材质的辐射率。运用辐

射的光谱分布规律-普朗克辐射定律和斯蒂文-波尔兹曼定律将大量的红外数据与同部位接触式传感器数据进行比对计算,反复验证在同一波长的红外辐射率,研究规律,并确定比较准确的红外辐射率。如火箭发动机使用的铝材表面进行阳极化处理,包括泵壳、汽蚀管、阀门壳等。其余材料主要是不锈钢,包括所有管路、燃气发生器、涡轮集气环、涡轮排气管(蒸发器)、降温器等。确定了不同部位材质辐射率后,将红外数据与传感器数据的相对误差控制在5%之内,基本满足测量准确性要求。

在相同环境(拍摄距离、环境温度、湿度、大气压)条件下辐射率获取方法如下:设置红外波段:8~14 μm,视场角24°×18°,空间分辨率1.3 mrad,温度分辨率0.08℃,在30℃时帧频50 Hz,工作环境温度-20~50℃,环境湿度≤95%,存贮环境温度-40~70℃等条件。选用接触法,既在同一型号发动机各关键部位粘贴铂电阻温度传感器,传感器测量数据与红外热成像测量数据运用辐射的光谱分布规律-普朗克辐射定律和斯蒂文-波尔兹曼定律进行计算,获得材料的辐射率。

普朗克辐射定律是指一个绝对温度为 $T$  (K)的黑体,单位表面积在波长 $\lambda$ 附近单位波长间隔内向整个半球空间发射的辐射功率(简称为光谱辐射度) $M_{\lambda b}(T)$ 与波长 $\lambda$ 、温度 $T$ 满足公式

$$W(\lambda, T) = \frac{C_1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{\frac{C_2}{\lambda T}} - 1} \quad [W \cdot cm \cdot \mu m] \quad (1)$$

式中: $W_{\lambda}$ 为光谱辐射分布; $\lambda$ 为波长,μm; $T$ 为绝对温度,K; $C_1$ 为第一辐射常数,取3.741 8; $C_2$ 为第二辐射常数,取1.438 8。

斯蒂文-波尔兹曼定律是指为了求出黑体的全部辐射量,将式(1)在整个波长(0—∞)内积分。黑体的辐射能量和绝对温度的4次方成正比,通过黑体的辐射量用公式(2)求出黑体的温度。黑体是指吸收所有入射光线而不反射或透射的物体,即黑体所吸收的红外线能量与发射红外线能量相等。

$$M = \sigma T^4 \quad (2)$$

式中  $\sigma$  为斯蒂文-波尔兹常数,  $\sigma=\pi^4C_1/(15C_2^4) = 5.669\ 7\times10^{-8}\times W/(m^2\cdot k^4)$ 。

将大量的红外数据与同部位传感器数据进行比对计算,反复验证在同一波长的红外辐射率,可得在相同条件下辐出度的比值。

4.2 采集角度的影响

发动机在任意方向上的辐射强度与观测方向相对于辐射表面法线夹角的余弦成正比。此定律表明,黑体在辐射表面法线方向的辐射最强。因此,实际做红外采集时,应尽可能选择在被测目标表面法线方向进行。

4.3 表面状态的影响

任何实际物体表面都不是绝对光滑的,总会表现为不同的表面粗糙度。因此,这种不同的表面形态,对反射率造成影响,从而影响发射率的数值。影响的大小同时取决于材料的种类。例如,对于非金属电介质材料,发射率受表面粗糙度影响较小或无关。但是,对于金属材料而言,表面粗糙度将对发射率产生较大影响。另外,除了表面粗糙度外,一些人为因素,如施加润滑油及其他沉积物(如涂料等),也会明显影响物体的发射率。

4.4 红外热图与热电偶测量比较研究

在相同工作环境下,通过红外热图与热电偶

同时测量了某材质表面温度,通过比较,红外测热数据与热电偶测热数据最大相差 9%,存在差异主要是由材质发射率、红外热像仪测量精度(测温范围的 2%)、热电偶的测温精度等原因引起。因此,红外温度测温与热电偶传感器测量结果具有一定的偏差。

4.5 大气衰减的影响

大气对红外辐射有吸收、散射等物理过程,对物体红外辐射强度会有衰减作用,称之为消光。大气的消光作用与波长相关,有明显的选择性。红外在大气中有三个波段区间能基本完全透过,称之为大气窗口,分为近红外(0.76~1.1 μm),中红外(3~5 μm),远红外(8~14 μm)。即使工作在大气窗口内,大气对红外辐射还是有消光作用,特别是水蒸气对红外辐射的影响最大。因此,在测试时,最好在湿度小于 85% 以下,距离越近越好。

5 应用举例

5.1 某型号试验测温数据比对

将获得较为精确的辐射率和消弱影响红外精度的因素后,所得红外热成像数据与接触传感器数据进行对比,可知,红外数据与传感器数据的相对误差调整在 5% 之内(表 2)。

表 2 某型号试验某测点温度数据比对表

| Tab. 2 Comparison of temperature data at a measuring point of a test |        |        |        |               |         |        |
|--|--------|--------|--------|---------------|---------|--------|
| 红外数据   |        | 传感器数据  |        | 辐射率           | 校正后红外数据 |        |
| Time/s   | Data/℃ | Time/s | Data/℃ | ems=1.05      | Time/s  | Data/℃ |
| 50   | 600    | 50     | 444.9  | 1.348 617 667 | 50      | 561.1  |
| 100  | 466.9  | 100    | 482.2  | 0.968 270 427 | 100     | 567.3  |
| 150  | 495.4  | 150    | 479.4  | 1.033 375 052 | 150     | 471.7  |
| 200  | 504.3  | 200    | 487.7  | 1.034 037 318 | 200     | 497.2  |
| 250  | 553.7  | 250    | 508.1  | 1.089 746 113 | 250     | 535.3  |
| 300  | 611.9  | 300    | 530.8  | 1.152 788 244 | 300     | 583.4  |
| 350  | 612.7  | 350    | 537.1  | 1.140 755 911 | 350     | 567.2  |
| 400  | 415.9  | 400    | 522.2  | 0.796 438 146 | 400     | 398.4  |
| 450  | 311.5  | 450    | 266.4  | 1.169 294 294 | 450     | 296.2  |
| 500  | 285.8  | 500    | 234    | 1.221 367 521 | 500     | 266.2  |
| 550  | 265.9  | 550    | 190.4  | 1.396 533 613 | 550     | 243.4  |

5.2 某型号发动机涡轮盘红外热成像图与温度传感器比对

红外测温系统建立后参加了多次热试车, 与传统的测温传感器数据比较, 数据误差在 5%之内 (表 3)。

6 结论

红外成像仪测量系统经过设计、开发、测

试、热试车验证, 最终投入使用, 取得了以下效果:

1) 现有测温工艺只能获得离散的点温度, 且受安装部位影响, 空间狭小, 部件相互干涉的测点位置无法安装传感器。采用非接触式红外温度测量技术可以很好地解决传统温度测量带来的缺陷, 可获得发动机实时工作的线温、面温和温度场, 显著提高了温度参数获得能力。

表 3 某型号试验某测点涡轮盘温度数据比对表

| Tab. 3 Comparison of temperature data for turbine plate at a measuring point of a test |        |              |        |            |        |
|--|--------|--------------|--------|------------|--------|
| 850 s 传感器数据  |        | 辐射率为 1 时红外数据 |        | 辐射率修正后红外数据 |        |
| Time/s   | Data/℃ | Time/s       | Data/℃ | Time/s     | Data/℃ |
| 0  | -2.2   | 0            | -4.78  | 50         | 666.4  |
| 50   | 632.1  | 10           | 384.1  | 100        | 539.1  |
| 100  | 635.7  | 50           | 473.7  | 150        | 551.6  |
| 150  | 641.1  | 100          | 370.6  | 200        | 513.2  |
| 200  | 648.9  | 150          | 403.4  | 250        | 524.5  |
| 250  | 645.7  | 200          | 396.7  | 300        | 538.2  |
| 300  | 641.5  | 250          | 344.2  | 350        | 501.7  |
| 350  | 643.3  | 300          | 372.3  | 400        | 487.8  |
| 400  | 645    | 350          | 344.2  | 450        | 393.7  |
| 450  | 468.5  | 400          | 275.4  | 500        | 410    |
| 500  | 437.4  | 450          | 230.3  | 550        | 401.3  |
| 550  | 406.7  | 500          | 254.4  | 600        | 389.8  |
| 600  | 388.2  | 550          | 246.9  | 650        | 378.2  |
| 650  | 365.6  | 600          | 230.2  | 700        | 365.3  |
| 700  | 346.9  | 650          | 216.6  | 750        | 365.3  |
| 750  | 326.3  | 700          | 199.7  | 800        | 362.7  |
| 800  | 303.2  | 750          | 205.6  | 850        | 352.3  |
| 850  | 284.6  | 800          | 195.9  | 900        | 347.1  |

2) 根据发动机实际试车的需求, 开发了连接外部触发 (点火、关机) 信号功能, 为系统提供系统点火、关机信号, 为数据处理分析提供时间基准。并开发了对发动机的任意部位进行点温、线温、面温获取和分析, 幅面中最高点和最低点温度查找, 三维温度变化曲线绘制功能。在

出现发动机故障时, 可以对故障部位进行局部放大后进行细节分析, 避免了传统测温方法故障分析的局限, 提高了故障分析水平。

3) 结合液体火箭发动机试验的任务要求和特点, 运用新型的无接触式测量方法, 分布式测量工艺以及光纤传输技术, 扩展了测温手段。经

过反复大量的计算验证, 确定相关发动机部位材质的辐射率, 提高了红外测温数据的准确度, 为发动机结构设计提供参考数据。

#### 参考文献:

- [1] 邓建平, 王国林, 黄沛然. 用于高温测量的红外热成像技术[J]. 流体力学实验与测量, 2001, 15(1): 43-47.
- [2] 曾学军, 李明, 刘太奎. 用红外热图技术进行升力体模型气动热特性试验研究[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(4): 494-498.
- [3] 祝永坚, 陈钱. 新型红外探测系统通信模块的设计[J]. 现代电子技术, 2005 (10): 4-6.
- [4] 白洪斌. 红外探测器在武器系统中的应用[J]. 航空兵器, 2001 (3): 47-48.
- [5] 钱铮铁. 一种用于红外警戒系统的被动测距方法[J]. 红外与毫米波学报, 2001, 20(4): 311-314.

- [6] 朱宁昌, 董锡鉴, 王新龄, 等. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [7] 张忠利, 张蒙正, 李福云. 液体火箭发动机涡轮壳体温度偏高原因研究[J]. 火箭推进, 2013, 39(2): 35-39.  
ZHANG Zhongli, ZHANG Mengzheng, LI Fuyun. Investigation on reason of overheating of turbine housing in liquid rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(2): 35-39.
- [8] 李斌. 液体火箭发动机结构可靠性设计与分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
- [9] 徐旭常, 周力行. 燃烧技术手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007.
- [10] 叶伟, 徐万武, 陈健. 冲压空气涡轮泵供应系统方案设计及其特性分析[J]. 火箭推进, 2015, 41(6): 11-15.  
YE Wei, XU Wanwu, CHEN Jian. Design and performance analysis on fuel feeding system for ram air turbo-pump [J]. Journal of rocket propulsion, 2015, 41(6): 11-15.

(编辑: 王建喜)

(上接第 54 页)

## 5 结论

通过一系列可靠性改进设计及验证试验工作, 使高压气动电磁阀可靠性有所增长, 大大降低了影响发射任务的风险, 可避免由于单点失效导致发射任务推迟或失败而带来的巨大损失。高压气动电磁阀可靠性的提高成为确保地面发射任务高可靠的关键因素, 为日益严格的发射需求提供了根本保证和基本需求。

#### 参考文献:

- [1] 李奋勇, 董华, 陆芯, 等. 高压气体电磁阀设计[J]. 液压与气动, 2011(1): 91-93.
- [2] 魏国俭, 陶瑞峰, 许健, 等. 航天阀门运动副卡滞故障分析及对策[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(1): 7-13.
- [3] 姜同敏. 可靠性与寿命试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- [4] 张少博, 王乃世, 陈海峰, 等. 基于声压测量的阀门故障检测方法研究[J]. 火箭推进, 2015, 41(4): 100-104.  
ZHANG Shaobo, WANG Naishi, CHEN Haifeng, et al.

Method of valve fault detection based on sound pressure measurement [J]. Journal of rocket propulsion, 2015, 41 (4): 100-104.

- [5] 乔博, 赵秀英, 高悦凯, 等. 密封橡胶材料的压力-体积-温度关系的研究[J]. 高分子学报, 2012(9): 1015-1020.
- [6] 秦永涛, 曹文庆, 李党科, 等. 低温气动阀的人机环境可靠性评估方法[J]. 火箭推进, 2014, 40(2): 82-89.  
QIN Yongtao, CAO Wenqing, LI Dangke, et al. The man-machine-environment reliability evaluation method of cryogenic pneumatic valve[J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(2): 82-89.
- [7] 史秋明, 谢荣华. 电磁阀滑动副的设计参数灵敏度分析与可靠性研究[J]. 火箭推进, 2013, 39(3): 72-78.  
SHI Qiu-ming, XIE Ronghua. Design sensitivity analysis and reliability research on sliding pairs of solenoid valve [J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(3): 72-78.
- [8] MARVIN R, JORN V. Reliability modeling of surface controlled subsurface safety valves [J]. Reliability engineering, 1998(61): 159-166.
- [9] 崔景芝, 修建生, 孙法国, 等. 阀门产品的可靠性评估方法[J]. 载人航天, 2011(2): 59-64.
- [10] 赵宇. 可靠性数据分析 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.

(编辑: 王建喜)