

运载火箭动力系统试验承力环的静力试验

沈冰妹, 卜 玉, 刘瑞敏

(北京航天试验技术研究所 北京 100074)

摘 要: 建立了某型号运载火箭动力系统试验用承力环的非破坏性静力试验方案, 以评估该承力环的强度和刚度。为模拟发动机关机时的载荷冲击, 将静力试验最大载荷设定为发动机额定总推力的2倍, 包含水平和垂直两个分量, 均分为8个载荷步加载。在承力环上设置了27个三向应变测点和12个轴向位移测点, 以监测一些关键点的应力和位移。测量结果显示, 在最大载荷下, 当量应力达到303 MPa, 低于材料屈服强度; 轴向变形达到3.16 mm, 低于设计许用变形; 应力最大点位于支腿销孔处。对销孔孔距的变化进行了测量, 并对附近的钢板表面进行了MT探伤。数据结果表明, 该承力环在两倍的动力系统试验额定载荷下有足够的强度和刚度, 可用于该试验。

关键词: 承力环; 静力试验; MT探伤; 动力系统试验; 运载火箭

中图分类号: V433.9-33 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 06-0085-07

Static test of support ring used in launch vehicle power system test

SHEN Bing-mei, BU Yu, LIU Rui-min

(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: A non-destructive static test scheme for a support ring used in a launch vehicle power system test was established to evaluate its stiffness and strength. In order to simulate the impact load of engine shutdown, the maximum load of static test was set to 2 times of the rated total thrust of the engine, including horizontal and vertical components, which were equally divided into 8 stages of load step. Twenty-seven three-direction strain measuring points and twelve axial displacement measuring points were set up to detect the stress and displacement of the key points on the ring. The measured results shows that, for the maximal load, the equivalent stress reaches 303 MPa, lower than the yield strength of the material; the axial deformation reaches 3.16 mm, lower than the allowable deformation; the maximum stress point is located on the pin holes of the legs. The change of the distance between the pin holes was measured and MT crack detection of the steel plate surface nearby was performed. The data indicates that, the support ring has enough stiffness and strength under 2

收稿日期: 2014-05-23; 修回日期: 2014-07-10

作者简介: 沈冰妹 (1982—), 女, 硕士, 研究领域为运载火箭及发动机试验台结构设计

times of the rated load of power system, and can be used for the test.

Keywords: support ring; static test; MT inspection; power system test; launch vehicle

0 引言

动力系统试验是全面考核火箭发动机及推进系统工作可靠性、协调性的综合试验。承力环是动力系统试验的基座,需要承受发动机推力、火箭自重及风载等载荷,并将这些载荷传递到承力基础上,是试验过程中的关键传力件,有必要在动力系统试验前进行静力试验。

目前,对静力试验的研究主要来自于航空领域,研究对象包括飞机上的结构强度关键件^[1-4]。而在航天领域内,静力试验主要用于弹箭结构的零部件考核,研究报道不多^[5]。邹光灿等人规定了导弹及壳体部件的静力试验方法,魏生道全面系统地阐述了弹箭及贮箱、整流罩及导管等部件的静力试验技术^[6],以发动机机架为试验实例,测量了机架二力杆系统的应变和位移,重点研究了压杆的稳定性。

在弹箭结构静力试验中,试件一般不作他用,试验最后达到破坏状态,试验工况为模拟自由飞行状态下结构受载。然而,承力环一般是非标设计,使用次数少,不单独制作试件,试件在静力试验后将继续使用,试验工况为固定约束状态下结构受载。弹箭结构静力试验在性质上不同于承力环静力试验,其试验方法只能在一定程度上参考借鉴。因此,需结合承力环静力试验的特点摸索一套适用的试验方法,下面以某型号运载火箭承力环为试件,介绍承力环静力试验的一般方法及试验情况。

1 试验方法

1.1 试验系统

运载火箭在动力系统试验台上的安装形式如图1所示。

承力环试验系统包含试件(即承力环)、桁架、模拟机架、弓形梁、底板、加载设备、矩形梁及连接件,且桁架、弓形梁及矩形梁焊接成一

体。试件中部为环状箱形结构,设有6个凹槽和螺栓孔群,与火箭连接,试件两侧伸出4个支腿,设有销孔和螺栓孔群,与基础连接。在试件对称轴上设置I, II, III, IV 4个参照点,承力环结构及其坐标如图2所示。试件箭环接头面的中心为原点O,沿II-IV连线且指向IV点为 x 轴,沿III-I连线且指向I点为 y 轴, xy 平面即为水平面, z 轴由 x , y 轴及右手螺旋定则确定,与承力环的轴向一致。

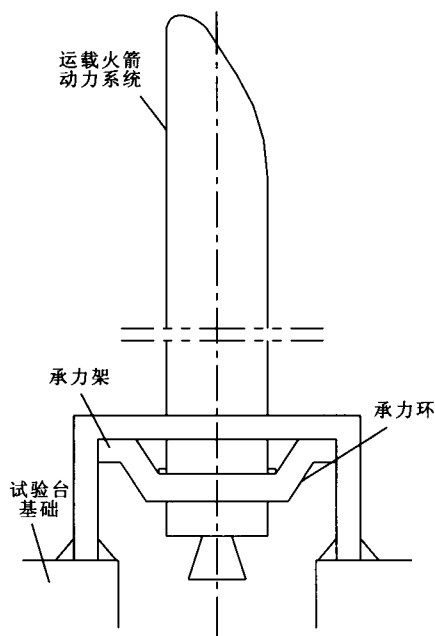


图1 动力系统试验结构简图

Fig. 1 Structure diagram of test bench for power system

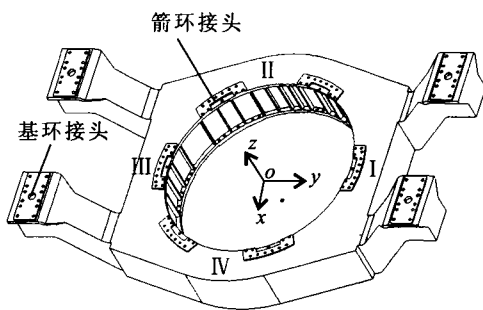
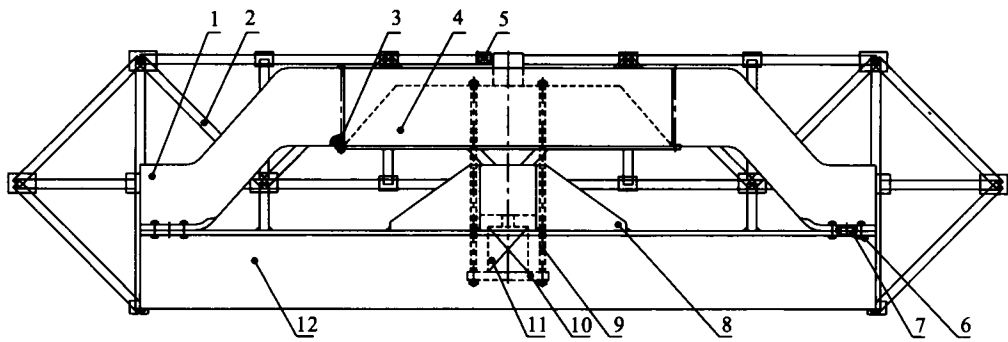


图2 承力环及其坐标

Fig. 2 Support ring and its coordinate system

模拟机架的接头形式、结构刚度、载荷传递路径均与真实状态基本相同, 但安装方式不同。在动力系统试验中, 承力环悬吊在基础上, 火箭放置在承力环上, 水平载荷和轴向载荷作用在发动机摇摆中心上, 摇摆中心位于箭环连接接头正

下方。在静力试验时, 为简化试验工装, 承力环及模拟机架整体反扣在矩形梁上, 并将轴向载荷作用点沿轴线等效平移。轴向、水平载荷分别由加载架上方和弓形梁下方的两个千斤顶施加, 加载精度 3%。整个静力试验系统如图 3 所示。



1-试件; 2-桁架; 3-M39 螺柱; 4-模拟机架; 5-水平力千斤顶; 6-M42 螺栓;
7-销; 8-弓形梁; 9-M56 螺杆; 10-底板; 11-轴向力千斤顶; 12-矩形梁

图 3 承力环静力试验系统
Fig. 3 Static test system for support ring

1.2 试验载荷

承力环在火箭动力系统试验发动机关机时刻受载最恶劣, 载荷包括风载、火箭结构和残余推进剂的自重、承力环的自重及发动机关机冲击载荷。与关机冲击载荷相比, 其余载荷数值较小, 为简化计算, 忽略这些载荷。关机冲击载荷来源于发动机推力的骤然消失, 作用于发动机摇摆中心, 其大小为:

$$F_d=K_d \cdot F$$

式中: K_d 为动载系数, 取 $2^{[7-8]}$; F 为发动机额定总推力。冲击载荷的水平分量 F_1 、轴向分量 F_z 分别为:

$$F_1=F_d \cdot \sin \alpha$$
$$F_z=F_d \cdot \cos \alpha$$

式中 α 为冲击载荷斜角, 由发动机摇摆角和初装角组合形成。将 F_1 和 F_z 作为承力环静力试验载荷, 分 8 级加载, 如表 1 所示, 其中第 3 级试验载荷对应于发动机额定总推力 F 。

1.3 试验流程

测试数据的偶然误差来源于试验系统组件间的间隙和试验系统设备的稳定性等诸多方面, 为

降低偶然误差, 在主试验前进行预加载。具体来说是第 5 级载荷加载到试件再卸载, 反复 4 次, 消除间隙, 然后再反复加载 6 次, 并记录这 6 次预加载过程中测点的应变和位移数据, 最后对数据进行偶然误差分析, 若各次误差均在 3 倍标准差内^[6], 则认为试验系统引起的偶然误差可接受, 系统已达到稳定状态, 可开始主试验。

表 1 承力环静力试验的载荷步

| Tab. 1 Load steps of support ring static test | | |
|-----------------------------------------------|-----------------------|-----------------------|
| 分级号 i | 轴向载荷($K \cdot F_z$) | 水平载荷($K \cdot F_1$) |
| 1 | 0.2 | 0.2 |
| 2 | 0.4 | 0.4 |
| 3 | 0.5 | 0.5 |
| 4 | 0.6 | 0.6 |
| 5 | 0.7 | 0.7 |
| 6 | 0.8 | 0.8 |
| 7 | 0.9 | 0.9 |
| 8 | 1 | 1 |

主试验时,将试验载荷逐级加载到试件上,直到第8级载荷,每级先加轴向载荷、后加水平载荷,保持10 s后测量所有测点的应变和位移数据,试验重复进行8次,然后对应变数据进行分析,确定最大应力区域。

对最大应力区域表面进行无损探伤,判断试件是否发生破坏。测量试件销孔群、螺栓孔群的孔距,与试验前数据进行比较,判断孔距是否产生变化,是否影响试件在动力系统试验时的安装。最后对试验数据进行处理和详细分析,判断试件的强度和刚度能否满足使用要求。

1.4 测点位置

测点包括应变和位移两类,均是试件应力、位移的特征点。

应变测点共有27个,均为三向应变。其中,在接头侧表面上有18个测点,分别在销孔侧(编号 $Y_1 \sim Y_4$)、支腿折弯处(编号 Y_3, Y_9, Y_{10}, Y_{16})、试件中部(编号 Y_4, Y_5, Y_{13}, Y_{14})和箭环接头螺孔侧(编号 $Y_6 \sim Y_8, Y_{11}, Y_{12}, Y_{15}$),如图4所示。在非接头侧表面上有9个测点,分别在支腿折弯处(编号 Y_{19}, Y_{27})、试件中部(编号 Y_{20}, Y_{26})和箭环接头螺孔侧(编号 $Y_{21} \sim Y_{25}$),如图5所示。

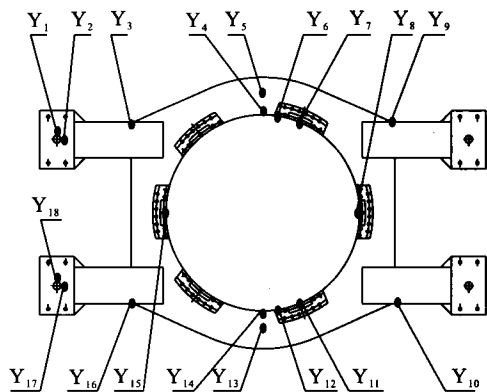


图4 静力试验系统的应变测点位置(接头侧表面)
Fig. 4 Location of strain measuring point (in side surface of joint) in static test system

位移测点共有12个,均为Z向,分布在接头侧表面,如图6所示。其中,支腿根部4个(编号 W_1, W_6, W_7, W_{11}),支腿与环状接合处4

个(编号 W_2, W_4, W_8, W_{10}),环状中部4个(编号 W_3, W_6, W_9, W_{12})。

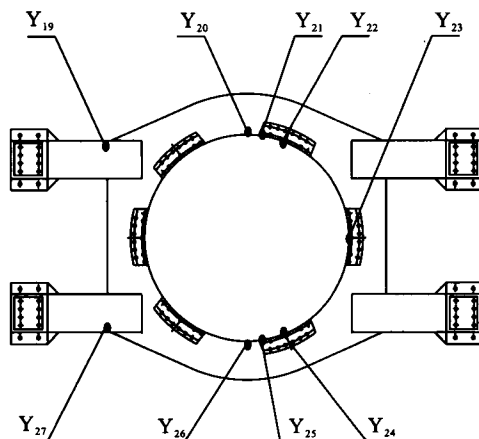


图5 静力试验系统的应变测点位置(其余)
Fig. 5 Location of other strain measuring points in static test system

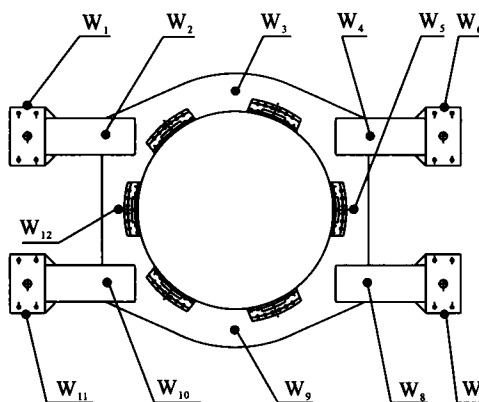


图6 静力试验系统的位移测点位置
Fig. 6 Location of displacement measuring points in static test system

1.5 测量方法

应变测量系统采用BE120-5CA 45°直角应变花、LC1009-60静态应变仪及INV2366多点采样箱;温度补偿采用公共补偿方法。系统误差情况如下:应变仪的误差 $\delta_{\text{仪}}$ 为0.2%,贴片工艺误差 $\delta_{\text{贴}}$ 为0.8%,应变计灵敏度系数引起的误差 $\delta_{\text{计}}$ 为0.1%,标定误差 $\delta_{\text{标}}$ 为0.2%,环境误差 $\delta_{\text{环}}$ 为0.2%。应力数据总误差

$$\delta = \sqrt{\delta_{\text{仪}}^2 + \delta_{\text{贴}}^2 + \delta_{\text{计}}^2 + \delta_{\text{标}}^2 + \delta_{\text{环}}^2} = 0.9\%$$

位移测量采用百分表,系统误差情况如下:

装表误差 $\Delta_{装}$ 为 1%, 表读数误差 $\Delta_{数}$ 为 0.2%, 支架变形引起的误差 $\Delta_{支}$ 为 1%。位移数据总误差

$$\Delta=\sqrt{\Delta_{装}^2+\Delta_{数}^2+\Delta_{支}^2}=1.4\%$$

最大应力区域的探伤主要针对钢板的表面裂纹。选用 MT 探伤方法, 采用 AC230-B 检测设备、湿式荧光磁粉 (磁悬液浓度 0.5~3 g/L) 及交流电磁轭磁化方法, 按照 JB/T 4730.4~2005/I 级质量标准, 提升力在磁极间距 150 mm 条件下 ≥ 45 N。

孔距测量要求误差不大于 0.06 mm, 最大长度为 7 m。采用 FARO ION 激光跟踪仪测量设备, 该设备最大测量半径为 55 m, 综合测量精度在 7 m 长度内可达 0.027 5 mm, 满足孔距测量要求。

2 数据分析

2.1 预试验数据分析

单次测量的偶然误差 δ_i 和数据样本的标准差 σ 为:

$$\delta_i=X_i-\overline{X}$$
$$\sigma=\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n(X_i-\overline{X})^2}{n-1}}$$

式中: X_i 为各次测量值; \overline{X} 为各次算数平均值; n 为测量次数; i 取 1~6。以 Y_5 点的三向应变和 W_3 点的 z 向位移为例进行偶然误差分析, 6 次预加

载的试验数据及其分析结果如表 2 所示。由表可知, 最大偶然误差 $|\delta_{\max}|$ 小于 3 倍的标准差, 可以接受。

2.2 主试验数据分析

对同一载荷同一应变测点同一方向的 8 次测量值求均值, 然后计算该测点的主应力 σ_1 和 σ_2 , 最后按第四强度理论求该测点的当量应力 σ_r 。经计算可知, 第 8 级载荷条件下, Y_2 的当量应力最大, 为 303 MPa, 其称点 Y_{17} 的当量应力为 297 MPa, 均小于材料屈服极限 345 MPa, 这两点的应力计算结果如表 3 所示。

W_1 , W_6 , W_7 和 W_{11} 是连接承力环和静力试验基座的四个测点。其余测点相对于这 4 个测点的位移值的均值, 代表了承力环变形的分布。各级载荷下不同测点的 z 向相对位移如表 4 所示。由表 4 可知, W_3 和 W_9 点出现最大变形, 变形量分别为 3.160 mm 和 3.145 mm, 均小于设计许用变形 7 mm。且这些点在卸载后基本归零, 可认为承力环 z 向未产生明显的塑性变形。对试验前后支腿上相邻两销孔 x 向距离、 y 向距离及对角线距离进行了测量与比较, 数据见表 5 所示, 数据表明试验前后这些孔距未发生变化, 因此, 承力环在 xoy 面内没有产生明显的塑性变形。

最大应力点出现在支腿销孔附近。对该处钢板表面进行 MT 探伤, 未发现裂纹, 这表明支腿销孔处未发生失效, 承力环可继续用于动力系统试验。

表 2 预试验数据及其分析
Tab. 2 Pre-test data and its analysis

| 数据名称 | 1 次 | 2 次 | 3 次 | 4 次 | 5 次 | 6 次 | 标准差 σ | 最大偶然误差 δ_{\max} |
|----------------------------------|------|------|------|------|------|------|--------------|------------------------|
| Y_5 点 0°向应变/ $\mu\varepsilon$ | -25 | -28 | -26 | -26 | -4 | -28 | 1.53 | 3.0 |
| Y_5 点 45°向应变/ $\mu\varepsilon$ | 25 | 26 | 26 | 26 | 25 | 26 | 0.52 | -0.67 |
| Y_5 点 90°向应变/ $\mu\varepsilon$ | 101 | 103 | 102 | 101 | 100 | 103 | 1.21 | -1.67 |
| W_3 点 z 向位移/mm | 2.19 | 2.23 | 2.30 | 2.20 | 2.15 | 2.21 | 2.66 | 4.67 |

表 3 主试验最大应力点及其对称点的应力

Tab. 3 Stresses of maximum stress point and its symmetric point in main test

| 测点名称 | 主应力 σ_1 | 主应力 σ_2 | MPa |
|-------------------|----------------|----------------|----------------------|
| | | | 当量应力 σ_{\max} |
| Y ₂ 点 | 73.6 | -259 | 303 |
| Y ₁₇ 点 | 70.9 | -249 | 297 |

表 4 主试验各测点的 z 向相对位移

Tab. 4 z-direction relative displacement of each measuring point in main test

| 测点 | 1 级 | 2 级 | 3 级 | 4 级 | 5 级 | 6 级 | 7 级 | 8 级 | 0 级 |
|-----------------|-----|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-----|
| W ₂ | 282 | 564 | 705 | 845 | 987 | 1 126 | 1 268 | 1 410 | 5 |
| W ₃ | 632 | 1 264 | 1 580 | 1 899 | 2 212 | 2 530 | 2 844 | 3 160 | 1 |
| W ₄ | 278 | 552 | 690 | 830 | 968 | 1 105 | 1 256 | 1 385 | 4 |
| W ₅ | 351 | 706 | 881 | 1 055 | 1230 | 1 403 | 1 580 | 1 755 | -2 |
| W ₈ | 280 | 562 | 701 | 840 | 980 | 1 120 | 1 261 | 1 401 | -2 |
| W ₉ | 627 | 1 260 | 1 570 | 1 888 | 2 208 | 2 518 | 2 835 | 3 145 | -2 |
| W ₁₀ | 275 | 550 | 685 | 827 | 963 | 1 100 | 1 250 | 1 375 | -4 |
| W ₁₂ | 355 | 712 | 889 | 1062 | 1 240 | 1 415 | 1592 | 1 775 | -9 |

表 5 主试验后销孔距离的变化

Tab. 5 Change of distance between pin holes after main test

| 距离方向 | mm | |
|------|----------|----------|
| | 试验前孔距 | 试验后孔距 |
| x | 6 993.10 | 6 993.10 |
| y | 2 500.10 | 2 500.10 |
| 对角线 | 7 426.60 | 7 426.60 |

2) 测量结果表明, 应力最大值为 303 MPa, z 向位移最大值为 3.16 mm, 均在许用值范围内, 且在 Z 向上无明显的塑性变形。

3) 在试验前后分别测量了支腿上销孔的孔距, 对比可知, 试件未发生 xoy 面内的宏观塑性变形。

4) 最大应力点出现在支腿销孔附近, 对该区域平面进行了 MT 探伤。结果表明承力环表面未出现破坏, 结构有足够的安全裕度, 可用于动力系统试验。

3 结论

以某型号火箭动力系统试验承力环为试件, 系统地介绍了承力环静力试验的方法。

1) 静力试验模拟了承力环在发动机关机时刻的载荷状态。试验时, 试件中部环状部分与模拟机架连接, 四周支腿与基座连接, 并通过水平、轴向 2 个千斤顶实现加载。主试验进行了 8 次, 测量了试件的应变和位移数据。

参考文献:

- [1] 孙滨, 林鸿志, 谭伟, 等. 发动机吊挂与机翼连接接头强度分析与试验[J]. 航空工程进展, 2012, 3(3): 300-304.
- [2] 薛澄岐, 陈志刚. 机载雷达罩静力试验研究[J]. 电子机械工程, 2003, 19(6): 14-16.
- [3] 薛彩军, 谭伟, 聂宏, 等. 民用飞机发动机吊挂静力试验技术研究[J]. 实验力学, 2011, 26(6): 735-742.

- [4] 李卫平, 谭伟, 薛伟军, 等. 民用飞机发动机吊挂部段静力试验与静强度分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(6): 732-737.
- [5] 王琳, 刘罡. 某舱体结构主动段总体承载能力分析和试验验证[J]. 工程与试验, 2008 (4): 5-6.
- [6] 魏生道. 结构静力试验技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1988.
- [7] 杨川. 金属零部件失效分析基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014: 36.
- [8] 毛谦德. 袖珍机械设计师手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2006.

(编辑: 马 杰)

(上接第 84 页)

置、加装在线密度计, 充分模拟了凝胶流量计的实际使用工况, 实现了凝胶流量计的实流模拟校准, 提高了校准的准确度。该装置具有如下特点:

1) 流量稳定。由于流量值为活塞运行速度与活塞缸横截面积的乘积, 活塞由伺服电机带动, 而伺服电机的转速易于调整和控制, 因此容易使流量达到并稳定在设定流量点上。

2) 重复性好。从原理上看, 其重复性仅与活塞缸体面积的变化、光栅测量的重复性及密封圈的变形等因素有关, 而这些影响因素均很小。

3) 流量测量范围大。本装置体积流量测量范围为 $0.1 \sim 10 \text{ m}^3/\text{h}$, 标准模拟液的密度范围为 $700 \sim 1\,300 \text{ kg/m}^3$ ^[8-10], 将体积流量转换成质量流量, 则其测量范围为 $19.44 \sim 3\,611 \text{ g/s}$, 我所建立的凝胶流量计标准装置在流量测量范围方面可以满足我国航天发动机在实际热试车和高空模拟试车中对凝胶推进剂质量流量测量的要求。

参考文献:

- [1] 郭霄峰. 发动机试验[M]. 北京: 北京宇航出版社, 1990.
- [2] 孙策. 质量流量计的在线检定和离线检定[J]. 工业计量, 2007, 17(4): 27-29.
- [3] 宋永卓. 一种简便、实用的质量流量计检定 / 校准装置[J]. 中国计量, 2006 (2): 57-59.
- [4] 刘彦军. 活塞式液体流量标准装置[J]. 计量测试, 2002 (增刊): 34-36.
- [5] 管志坚. 光电开关在主动式活塞液体流量标准装置中的应用[J]. 计测技术, 2009, 29(2): 54-55.
- [6] 张惠军. 科氏力质量流量计在凝胶推进剂火箭发动机试车中的应用[J]. 火箭推进, 2004, 30(6): 55-60.
- [7] 张蒙正. 凝胶推进剂直圆管流动特性探讨[J]. 火箭推进, 2007, 33(5): 1-6.
- [8] 左博. 凝胶推进剂直圆管中剪切速率与表观粘性实验研究. 火箭推进, 2007, 33(4): 12-15.
- [9] 左博. 凝胶推进剂模拟液直圆管压降计算及误差分析. 火箭推进, 2008, 34(1): 26-29.

(编辑: 马 杰)