

摇摆软管低温疲劳试验关键技术研究

周云端, 杨孟博, 马 兴
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 为有效考核液体火箭发动机的工作可靠性, 需要通过地面试验验证摇摆软管低温疲劳特性。摇摆软管低温疲劳试验系统承担试验时涉及的摇摆环境模拟、低温压力环境模拟、轴压平衡等关键技术。摇摆驱动分系统利用水平放置的 2 个液压伺服油缸作为驱动单元驱动十字轴带动摇摆软管摆动, 模拟摇摆软管的安装边界及摇摆工况。低温压力供应分系统向摇摆软管内腔输送一定压力的液氮, 模拟摇摆软管低温以及内压环境。内压平衡子系统通过设置在摇摆软管内的轴压平衡装置平衡内腔压力产生的轴向载荷, 避免在内腔压力作用下伸长。某型氧化剂摇摆软管低温疲劳试验结果表明: 摇摆软管低温疲劳试验系统能够实现摇摆软管双向摇摆和单向摇摆等疲劳试验工况, 试验环境和边界条件与摇摆软管实际工作状态基本一致, 试验参数满足要求。

关键词: 摇摆软管; 十字轴; 低温疲劳试验; 轴压平衡

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2017) 04-0080-07

Research on key technology for low-temperature fatigue test of swing-bellows

ZHOU Yunduan, YANG Mengbo, MA Xing
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: It is necessary for low-temperature fatigue test to examine and verify fatigue characteristic and reliability of swing-bellows which feed LO_2 from rocket's propellant tank to rocket engine. This test system involves several key technologies including simulation of swing conditions, simulation of low-temperature environments and internal pressure, and balance of axial load. The swing-driven subsystem can drive the universal joint pin to swing the swing-bellows by two hydraulic servo cylinders, and simulate the fixing boundary and swing conditions of the swing-bellows. The internal pressure subsystem under low-temperature can feed LN_2 into the swing-bellows and simulate working environment. The axial load balance subsystem can balance axial load which is produced by LN_2 at work through a balance device fixed in swing-bellows. The test results indicate that the test system is reasonable, the boundary condition of swing bellows on low-temperature fatigue test system

收稿日期: 2016-03-27; 修回日期: 2016-05-14

基金项目: 航天支撑技术项目(617010403)

作者简介: 周云端 (1976—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机力学环境研究

is the same as that on rocket engine, and the test parameters meet the system requirement.

Keywords: swing-bellow; universal joint pin; low-temperature fatigue test; axial pressure balance

0 引言

摇摆软管是液体火箭发动机推进剂供应系统的一个关键组件, 在火箭飞行过程中从箭体贮箱向火箭发动机输送推进剂, 同时补偿火箭调姿时所产生的位移变化。某型运载火箭发动机使用的氧化剂为液氧, 氧化剂摇摆软管在摇摆工作过程中不但承受摆动产生的交变载荷, 同时还要承受液氧的低温环境。因此, 有必要研究氧化剂摇摆软管低温疲劳特性。氧化剂摇摆软管目前多采用多层薄壁波纹管结构, 由于其结构形式和工作环境的特殊性以及制造工艺的复杂性, 影响摇摆软管的低温疲劳特性因素较多。目前没有成熟的理论方法准确预测结构低温疲劳特性, 一般通过摇摆软管低温疲劳试验获得其疲劳特性是目前最直接有效的方法。

摇摆软管低温疲劳试验最直接的方法是搭载热试车或冷摆试验。但热试车或冷摆方法需要发动机系统运行, 试验系统复杂, 成本高, 而且不宜长时间进行疲劳试验。相关单位曾利用一套液氮循环供应系统对摇摆软管输入低温介质, 采用与摇摆软管轴线平行的两个油缸反向运动驱动摇摆软管实施摇摆疲劳试验。该方法尽管能够模拟氧化剂摇摆软管的低温环境, 但是其摇摆误差大, 摇摆频率低, 且只能进行单向摇摆, 无法完全模拟某型运载火箭发动机氧化剂摇摆软管的工作边界。本文针对某系列运载火箭发动机氧化剂摇摆软管的试验要求, 解决了氧化剂摇摆软管低温疲劳试验过程中工作边界模拟、单向摇摆和双向摇摆工况模拟、低温压力环境模拟、轴压引起软管伸长等试验技术难题。通过试验验证, 该摇摆试验方法较为真实的模拟了摇摆软管的边界条件和低温摇摆工作环境, 各项技术参数满足低温疲劳试验要求。

1 试验要求

根据某系列运载火箭不同型号液体火箭发动

机工作工况分析, 氧化剂摇摆软管低温疲劳试验主要技术参数如下:

- 1) 安装边界: 与氧化剂摇摆软管在发动机上的实际安装边界一致;
- 2) 摇摆工况: 绕 X 轴单独摇摆, 绕摇摆关节互为 90° 的 X 和 Y 轴同时摇摆, 绕 X 轴单独摇摆和绕 Y 轴单独摇摆;
- 3) 摇摆角度: $\alpha=0\sim\pm 10^\circ$, 摇摆角度为绕常平座摇摆轴的摆动角度;
- 4) 摆动频率: $f=0\sim 2.5$ Hz, 可调;
- 5) 内腔温度: $T=-180\pm 10$ $^\circ\text{C}$;
- 6) 内腔压力: $p=0\sim 0.95$ MPa, 可调。

2 试验系统关键技术

2.1 摇摆环境模拟

2.1.1 工作边界分析

运载火箭发动机中摇摆软管安装位置如图 1 所示。飞行调姿时在伺服系统作用下发动机绕常平座摆动, 摇摆软管的波纹管结构通过拉伸、压缩和摆动补偿发动机摇摆带来的供应管路接口位移变化。根据某大中小系列运载火箭型号研制需求, 摇摆软管与发动机上的布局形式有 2 种, 一种如图 2(a) 所示的 45° 布局方式, 另一种布局形式如图 2(b) 所示的 90° 布局方式。

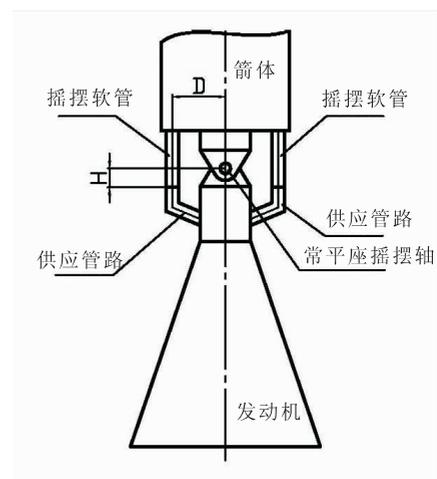


图 1 摇摆软管安装位置示意图

Fig. 1 Installation position of swing-bellows on rocket

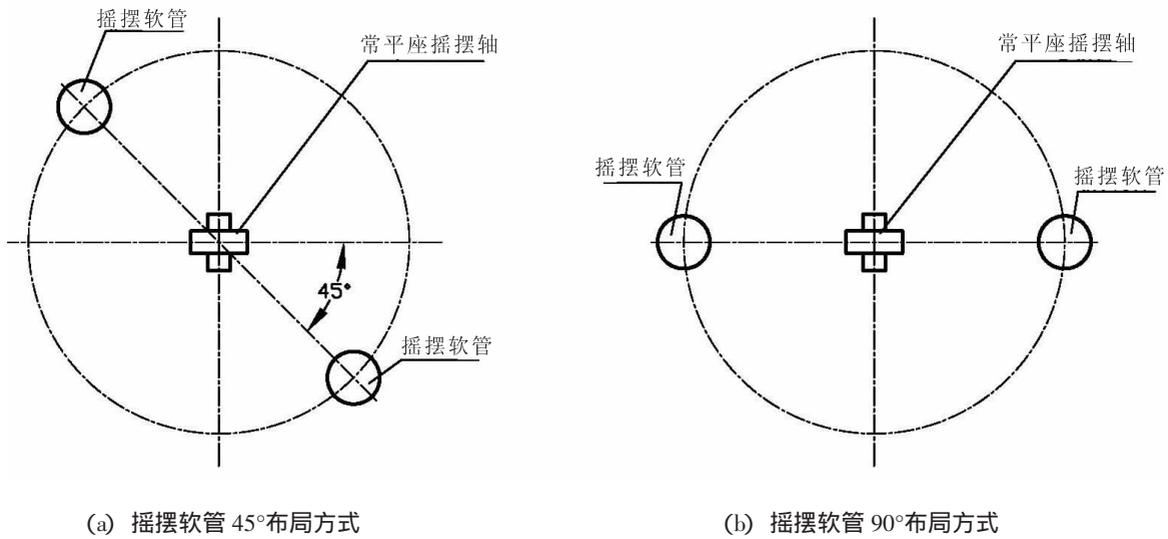


图2 摇摆软管布局方式

Fig. 2 Layouts of swing-bellows

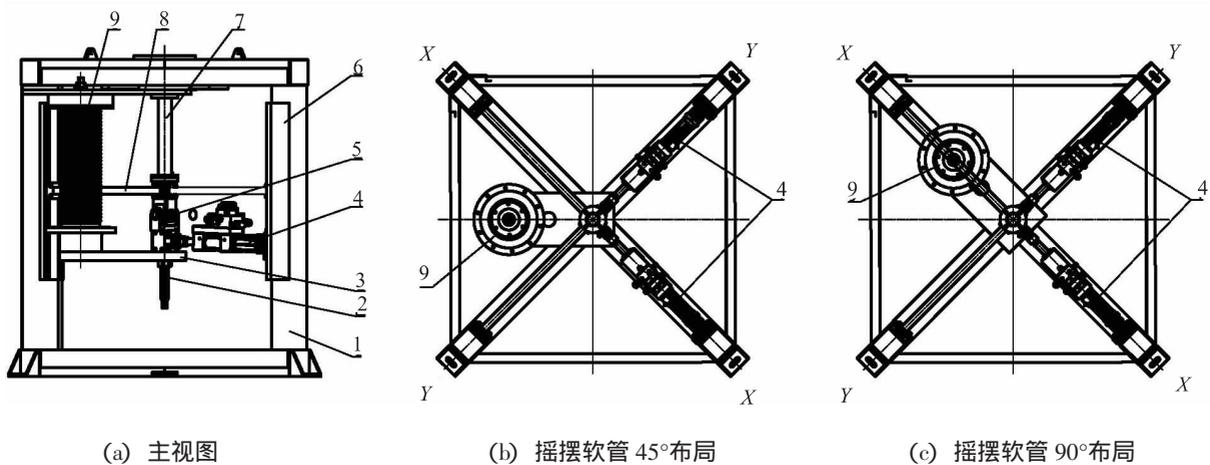
2.1.2 安装边界模拟

摇摆软管低温疲劳系统中摇摆软管安装如图3所示安装在固定台架上,固定台架采用框架结构形式。摇摆软管上端固定在固定台架的上顶面,下端通过连接板与调节螺杆连接,在固定框架中心安装一固定座,固定座下端安装十字轴,调节螺杆与十字轴下端固定,十字轴的两个轴线分别与图3中X轴、Y轴重合,图3(a)中摇摆软管到十字轴摇摆中心距离 h 与图1中摇摆软管距离发动机摇摆中心距离 H 相等,摇摆软管轴心到十字轴摇摆中心距离 d 与图1中摇摆软管轴心距

离摇摆中心距离 D 相等,保证了试验系统中摇摆软管安装边界与发动机上的安装边界相同。不同的摇摆软管可以通过调整试验件安装位置、固定座的高度、连接板在调节螺杆上的位置来满足安装边界要求。

系统中十字轴用于实现发动机常平座的万向节功能,十字轴设计摆动角度为 $\pm 20^\circ$,大于试验要求角度($\alpha=0\sim\pm 10^\circ$)。

摇摆软管试验过程中 45° 布局方式与 90° 布局方式安装位置分别如图3(b)、图3(c)所示,只需调整摇摆软管在固定台架顶部安装位置。



1-固定台架; 2-调节螺杆; 3-连接板; 4-液压伺服油缸; 5-十字轴; 6-调节轨道; 7-固定座; 8-辅助拉杆; 9-摇摆软管

图3 摇摆软管试验安装图

Fig. 3 Installation position of swing-bellows in test system

2.1.3 摇摆工况实现

摇摆工况由摇摆驱动分系统上安装夹角为 90°的 2 个液压伺服油缸驱动十字轴下端带动连接板实现摇摆软管下端摆动, 2 个液压伺服油缸初始零位时分别与 X、Y 轴轴线重合。油缸前端通过球铰与十字轴下端固定, 后端通过球铰固定在固定框架立柱的导轨上, 球铰结构可以实现摆动过程的位移解耦, 导轨可以调节液压伺服油缸的安装位置以满足不同摇摆软管试验需求。2 个液压伺服油缸的运动分别由控制器通过安装在十字轴轴端的 2 个角位移传感器闭环反馈控制, 保证了摇摆角度控制的位置以及与发动机摇摆角度控制位置的一致性, 同时闭环控制保证了摇摆角度的控制精度。

2.2 低温压力环境模拟

2.2.1 低温介质选择

低温摇摆软管工作过程中输送的介质为 LO₂, 由于 LO₂ 为强氧化剂, 容易发生火灾、爆炸等危险。考虑到 LN₂ 与 LO₂ 具有类似的低温特性 (表 1), LN₂ 挥发后的 N₂ 为惰性气体, 不可燃, 不会发生爆炸危险, 安全性比 LO₂ 高, 因此选择 LN₂

作为低温介质, 试验过程中在试验间采取有效的通风措施, 避免发生人员窒息。

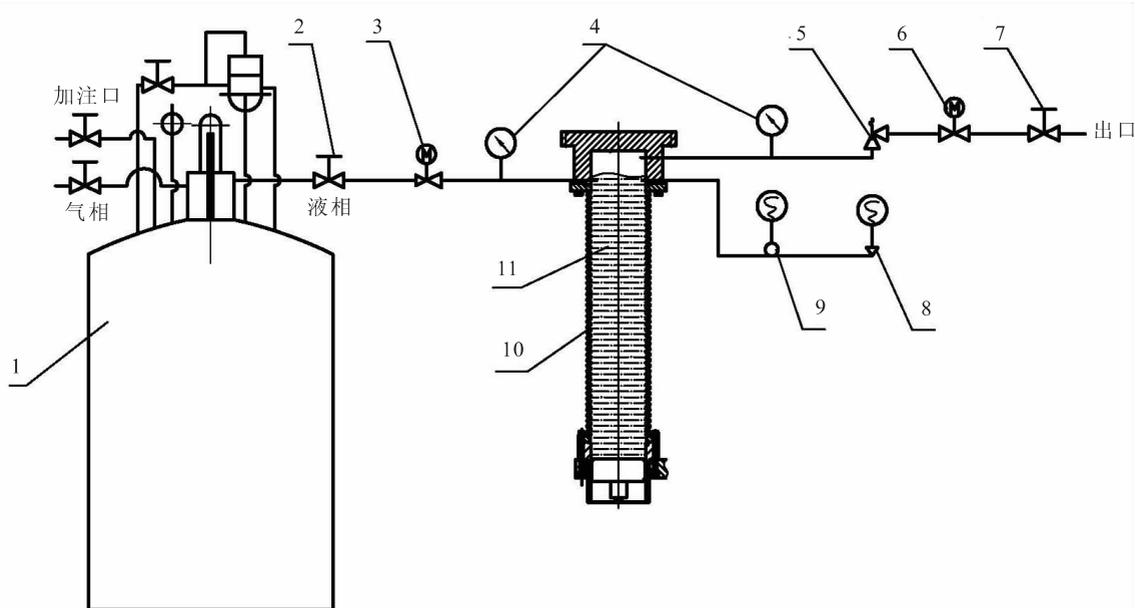
表 1 低温介质特性比较

Tab. 1 Comparison on properties of LO₂ and LN₂

介质名称	沸点/°C	熔点/°C	密度 (g·cm ⁻³)	危险性
LO ₂	-183	-218.8	1.14	助燃、易爆炸、低温冻伤
LN ₂	-196	-209.8	0.81	挥发后容易使人窒息, 低温冻伤

2.2.2 低温压力介质供应分系统

低温压力介质供应系统方案如图 4 所示, 杜瓦罐输出液氮通过减压阀进入摇摆软管, 在摇摆软管上安装法兰, 并安装低温温度传感器和低温压力传感器监测摇摆软管内腔温度与压力。摇摆试验前首先将电动调节阀以及出口的截止阀开度调到最大, 调节杜瓦罐与摇摆软管之间的减压阀向摇摆软管内腔输送液氮进行试验件预冷, 当低温温度传感器监测到摇摆软管腔体温度满足试验



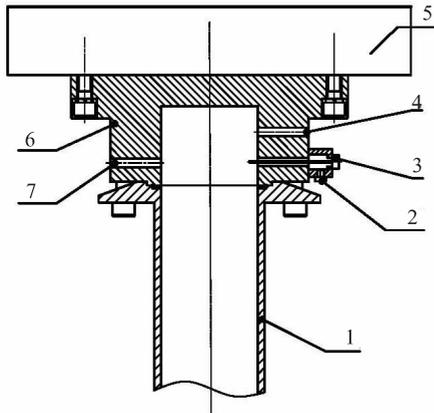
1-杜瓦罐; 2-液氮输出截止阀; 3-减压阀; 4-压力表; 5-安全阀; 6-电动调节阀; 7-截止阀; 8-低温压力传感器; 9-低温压力传感器; 10-摇摆软管; 11-液氮

图 4 低温压力供应系统方案图

Fig. 4 Scheme of low-temperature and pressure feeding system

要求的温度时,将减压阀调节到试验要求的压力,开始试验。由于摇摆试验过程中摇摆软管内腔液氮不断气化聚集在摇摆软管上法兰的腔体使内腔压力升高,控制系统根据低温压力传感器反馈控制电动调节阀的开度释放多余气体,实现摇摆软管内腔压力的稳定。

低温温度传感器和低温压力传感器如图5所示安装在上法兰上,液氮从上法兰的液氮入口进入摇摆软管腔体,从液氮出口排出。液氮入口位置以及传感器安装位置均低于液氮出口位置,当温度传感器和压力传感器测量值满足试验要求时,能够保证摇摆软管内温度均低于测量温度,压力与测量压力一致。液氮气化后在上法兰内形成的气垫,能够缓冲摇摆过程中压力变化。



1-摇摆软管;2-低温压力传感器;3-低温温度传感器;
4-液氮出口;5-固定台架;6-上安装法兰;7-液氮入口

图5 摇摆软管上法兰安装示意图

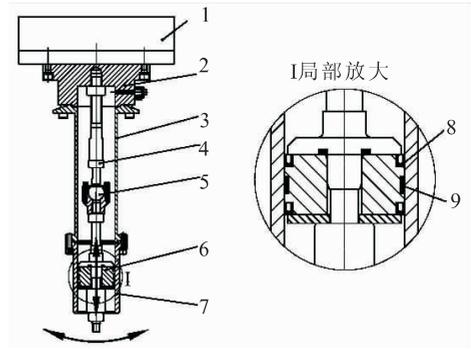
Fig. 5 Installation position of top flange for swing-bellow

2.3 轴压平衡技术

摇摆软管摇摆试验过程中为上端固定,下端摇摆,若将摇摆软管下法兰端口完全封闭,则在内腔压力的作用下摇摆软管会发生伸长,而摇摆软管在发动机上工作时只承受内腔介质对管壁的轴向载荷,不会发生轴向伸长,因此在摇摆软管内腔设计了轴压平衡分系统。

轴压平衡分系统原理如图6所示。摇摆软管通过上安装法兰固定在固定台架上,摇摆软管下

安装法兰为上下非封闭结构形式,平衡连杆固定在上法兰,活塞机构通过球铰与平衡连杆连接,活塞机构采用两个低温密封圈进行密封,并在活塞中部设置导向环,当摇摆软管内腔供应一定压力的低温介质,内腔介质产生的轴向载荷主要施加在上法兰和活塞机构的上表面,不会引起摇摆软管的伸长。当摇摆软管进行摇摆时,活塞可以绕球铰与摇摆软管一起摆动,同时活塞与下安装法兰相对滑动补偿摇摆软管摆动过程的位移变化。



1-固定台架;2-上安装法兰;3-摇摆软管;
4-平衡连杆;5-球铰;6-活塞机构;7-下安装法兰;
8-低温密封圈;9-导向环

图6 摇摆软管轴压平衡原理图

Fig. 6 Principle diagram of axial pressure balance system for swing-bellow

3 试验验证

根据某系列运载火箭发动机摇摆软管低温疲劳试验要求,在摇摆软管低温疲劳试验系统上对某型氧化剂摇摆软管进行低温疲劳试验验证。分别进行不同角度、不同摇摆频率和试验压力环境下摇摆软管的摇摆试验,试验工况如表2所示。试验覆盖要求的技术参数,试验过程监测的摆动波形与输入波形基本一致。摇摆过程平稳,摇摆角度的频率、幅值以及试验压力均在2%范围内。试验过程监测的温度满足 -180 ± 10 ℃温度容差要求,在最大摇摆角度、摇摆频率及试验压力工况下连续双向摇摆5000次,试验系统各部分均工作正常。试验结果表明,该系统满足摇摆软管低温疲劳试验要求。

表 2 试验验证工况表

Tab. 2 Working conditions of test verification

工况	摇摆角度/(°)	摇摆频率/Hz	试验压力/MPa	试验温度/°C	摇摆次数/次
1	$\alpha=\pm 0.5$ $\beta=\pm 0.5$ 双向摇摆 相位差 0°	2.5	0.94~0.95	-172.6~-172.2	1 000
2	$\alpha=\pm 2$ $\beta=\pm 2$ 双向摇摆 相位差 0°	0.5	0.59~0.6	-172.4~-172.2	1 000
3	$\alpha=\pm 4.5$ $\beta=\pm 4.5$ 双向摇摆 相位差 90°	1	0.59~0.6	-172.2	1 000
4	$\alpha=0$ $\beta=\pm 4.5^\circ$ 单向摇摆	1	0.59~0.6	-172.6~-172.5	1 000
5	$\alpha=7$ $\beta=\pm 7$ 单向摇摆	2.5	0.93~0.95	-173.1~-172.4	1 000
6	$\alpha=\pm 10$ $\beta=\pm 10$ 双向摇摆 相位差 180°	2.5	0.93~0.95	-176.3~-171.2	5 000

4 结论

根据某系列运载火箭氧化剂摇摆软管低温疲劳试验要求,对试验的关键技术进行了深入研究,研制了一套摇摆软管低温疲劳试验系统。某型氧化剂摇摆软管低温疲劳验证试验结果表明:

1) 摇摆试验系统能够真实地模拟摇摆软管的摇摆工况,安装边界与摇摆软管实际工作状态边界基本一致,可以方便实现单向摇摆、双向摇摆疲劳试验。以液压伺服油缸作为驱动设备、角位移传感器反馈控制的摇摆驱动技术可以根据摇摆软管实际工作要求实现不同摇摆频率、摇摆角度的试验工况。试验系统结构简单、容易实现,且摇摆角度和频率控制精确,满足氧化剂摇摆软管摇摆试验要求。

2) 以自增压杜瓦罐作为液氮供应源的低温压力供应系统不但能够模拟摇摆软管实际工作的低温环境,同时内腔压力闭环控制能够准确模拟摇摆软管工作过程的内腔压力,且结构简单、容易实现。

3) 采用带低温密封结构的可摆动活塞作为内压平衡分系统有效地平衡了摇摆软管内腔压力产生的轴向载荷,避免摇摆软管发生伸长,减小摇摆驱动系统所需要的驱动载荷,极大的简化了

试验系统。

参考文献:

- [1] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [2] 夏伟, 陈世哲, 王占林, 等. 氢氧发动机地面摇摆试验技术研究[J]. 火箭推进, 2015, 41(1): 105-111.
XIA Wei, CHEN Shizhe, WANG Zhanlin, et al. Research on ground test technology for swing status of LOX/LH2 rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2015, 41(1): 105-111.
- [3] 石生龙. 波纹管疲劳试验台液压比例位置控制系统设计[D]. 沈阳: 东北大学, 2010.
- [4] 周宏明, 程林义. 舰用三轴摇摆试验台控制策略研究[J]. 机床与液压, 2011, 39(5): 50-52.
- [5] 陈守芳, 樊根民. 双向摇摆发动机摇摆软管设计方法的探讨[J]. 火箭推进, 2001 (4): 8-12.
CHEN Shoufang, FAN Genmin. Discussion about design method of swinging hose for two-way swinging engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2001(4):8-12.
- [6] 张宇, 肖利红. 大型运载火箭发动机联合摇摆技术研究[J]. 航天控制, 2010, 28(6): 18-22.
- [7] 李斌, 张晓平, 马冬英. 我国新一代载人火箭液氧煤油发动机[J]. 载人航天, 2014, 20(5): 427-442.
- [8] 张辉, 郭立. 液氧/煤油发动机摇摆测控系统技术要求及

- 实现[J]. 火箭推进, 2007, 33(1): 49-54.
- ZHANG Hui, GUO Li. Development of the swinging measurement system for LOX/kerosene rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2007, 33(1): 49-54.
- [9] 王民钢, 李伟, 周吉, 等. 基于 LabVIEW NI Real-Time Hypervisor 的波纹管摇摆试验控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2012, 20(7): 1855-1857.
- [10] 邵妍杭, 张文海, 王剑. 液体火箭摇摆发动机推力矢量控制特性负载台等效试验技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2014 (2): 5-8.

(编辑：陈红霞)

(上接第 79 页)

2) 采用橡胶 O 型圈代替 F4 密封垫消除了试验对 F4 垫消耗品的需求；

3) 采用三爪卡箍式快速装/拆方案实现了快速安装、拆除功能。

4) 采用弹簧定位销防止了三卡爪卡箍的滑动，避免连接件在未受压时脱开。

通过强度及密封性校核，证明连接件设计合理，强度、密封性满足使用要求。

参考文献：

- [1] 苗春生, 王仁华, 运飞宏, 等. 卡爪连接器卡爪周向定位及运动稳定性研究[J]. 石油机械, 2016, 44(11): 49-53.
- [2] 王国杰. 压接式连接器自动压接工艺技术研究[J]. 科技创新与应用, 2017(2): 120-121.
- [3] 衡波志, 冷小磊. 卡套式管接头性能分析[J]. 机械制造与自动化, 2016(4): 28-30.
- [4] 陈亚琦, 李静, 吴彦文. 卡套式连接导管接头脱落故障分析[J]. 山东工业技术, 2016(5): 239.
- [5] 李国真, 张丽琴, 陶鹏. 管接头 O 形圈密封故障分析及防范措施[J]. 液压气动与密封, 2015(6): 38-40.
- [6] 闻邦春. 机械设计手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2010.
- [7] 范贤峰. 卡套式管接头在管路系统中的运用与分析[J]. 仪器仪表用户, 2015(3): 69-71.
- [8] 杜春臣, 林立峰. 卡套式管接头的应用研究[J]. 柴油机设计与制造, 2015(4): 35-38.
- [9] 张树强, 陶正, 陈杰, 等. 旋转式唇形密封圈开启特性研究[J]. 火箭推进, 2016, 38(5): 52-57.
- ZHANG Shuqiang, TAO Zheng, CHEN Jie, et al. Research on opening characteristics of rotary lip seals [J]. Journal of rocket propulsion, 2016, 38(5): 52-57.

(编辑：陈红霞)