

某型液体火箭动力系统低温环境适应性要求验证试验与结果分析

唐亮, 吴勋, 杨蓉, 卢晓峰
(第二炮兵装备研究院, 北京 100094)

摘要: 目的 验证动力系统低温环境适应性要求。方法 开展低温试验, 模拟火箭运载平台在某使用条件下的环境状态, 测量火箭运载平台在各典型测点表面温度数据, 将实际温度数据及温度变化情况与关键部组件的使用要求进行对比, 分析局部实际温度条件是否满足内部关键部组件的使用要求。结果 获得低温条件下关注部位温度数据及温度变化情况。结论 通过进行低温条件下的试验, 验证了此型火箭在一定低温条件下, 重点关注部位的温度能够满足产品设计使用技术要求。此结果为此型火箭动力系统低温环境条件下的使用提供了依据。

关键词: 液体火箭; 发动机; 低温环境

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2015.01.021

中图分类号: TJ013 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2015)01-0106-04

Adaptability Requirement Validation Test and Result Analysis of Liquid Rocket Engine in Low-temperature Environment

TANG Liang, WU Xun, YANG Rong, LU Xiao-feng

(The Equipment Research Institute of PLA's Second Artillery, Beijing 10094, China)

ABSTRACT: **Objective** To validate the adaptability requirement of a liquid rocket engine in low temperature environment. **Methods** Low-temperature validation test was accomplished. The environmental state of a rocket carrier platform under specific operation conditions was simulated and the surface temperatures for specific points of the rocket carrier platform were measured. By means of comparing the real temperature data, the temperature variations and the operation requirements of key subassemblies, it was analyzed whether the local actual temperature conditions satisfied the operation requirements of the internal key subassemblies. **Results** The temperature data and temperature variations of the focused subassemblies under low-temperature conditions were obtained. **Conclusion** According to the results of test, it was verified that the temperature state of focused subassemblies satisfied the technical requirements for product design and operation under certain low-temperature conditions. The validating test and the conclusion provide reference for the use of this type of rocket engine system in low-temperature environment.

KEY WORDS: liquid rocket; engine; low-temperature environment

收稿日期: 2014-08-31; 修订日期: 2014-12-12

Received: 2014-08-31; Revised: 2014-12-12

作者简介: 唐亮(1980—),男,湖南岳阳人,硕士,工程师,主要研究方向为液体火箭发动机设计与使用研究。

Biography: TANG Liang(1980—), Male, from Yueyang, Hunan, Master, Engineer, Research focus: design and operation of liquid rocket engine.

某型液体火箭运载平台在使用过程中,存在一些对温度控制的技术要求,如动力系统某组件需要保证局部环境温度不得低于 X °C。为了验证此型运载平台在低温条件下使用的环境适应性,确保使用可靠性与安全性,开展了相应的使用验证试验和分析。

火箭运载平台放置于发射装置内,发射装置与外界主要通联的通道包括上部的出口通道,通联下部的两侧模拟排焰通道,各通联通道通过地面的盖板与外界相隔离。正常情况下,火箭运载平台所处环境温度保持在室温状态,此时温度满足使用技术要求。一定条件下,盖板处于打开状态,由于外界环境温度处于一个较低的状态,地下发射装置的热空气将与外界冷空气进行十分强烈的对流换热,从而导致火箭运载平台所处环境温度迅速降低到一个较低的水平。

通过开展适应性的低温试验,获取低温条件下火箭运载平台各关注部位温度变化情况,为开展后续分析提供支撑。

1 低温试验

1.1 目的

通过开展低温验证性试验,模拟火箭运载平台在某使用条件下的环境状态,测量火箭运载平台在各典型测点环境温度变化情况,分析局部实际温度条件是否满足内部关键部组件的使用要求。为此型火箭运载平台低温环境条件下的使用安全性提供依据。

此型火箭运载平台对于温度控制存在一些要求,对于动力系统来说包括:头部推进剂温度不得低于 X_1 °C,二级发动机某部位环境温度不得低于 X_2 °C。因此,此次试验和数据分析重点关注这两个部位的温度变化。

1.2 条件

低温试验过程中,主要采用的测量工具为玻璃管温度计(量程为 ± 25 °C,精度为1 °C)、风速计和计时器。为了测量火箭头部动力系统推进剂温度变化情况,增加2套专用温度传感器。试验过程中共布置13个测点,其中风速测点1个,温度测点12个(含专用温度传感器温度测量测点)。

风速测点用于测量上部出口处环境风速,温度

测点分别用于测量环境温度和火箭运载平台各关注点位表面温度。通过测量,获取试验所处环境温度约为 -10 °C,地面风速为 $1 \sim 2$ m/s。

1.3 过程

根据火箭总体设计,可适当进行局部热控制和热调节^[1],以保持设备所需的温度条件。为此,火箭头部动力系统和二级发动机可设计有局部热控制状态。

低温试验过程中,进行了两种状态的温度变化过程测量试验。其中试验状态一不对火箭头部动力系统推进剂进行加温,试验过程如下:

- 1) 关闭地下发射装置盖板,温度计、风速计按照预定测量方案放置好,做好数据测量与采集准备;
- 2) 空调系统送热风对火箭运载平台周边环境进行加温,保持整体温度在室温状态;
- 3) 当地下发射装置内部温度达到平衡状态后,空调系统停止送热风,此时进行各测点数据测量;
- 4) 迅速打开盖板,模拟火箭运载平台发射前状态,计时开始,保持 t_1 min,每隔 t min进行1次各测点的数据测量;
- 5) 保持 t_1 min后,关闭盖板。

完成此试验状态的测试后,进行第二试验状态的试验工作。此试验状态下,利用电加温装置对火箭头部动力系统推进剂进行加温,试验过程如下:

- 1) 关闭地下发射装置盖板,温度计、风速计按照预定测量方案放置好,做好数据测量与采集准备;
- 2) 空调系统送热风对火箭运载平台周边环境进行加温,保持整体温度在室温状态;
- 3) 利用电加温装置对火箭头部动力系统推进剂进行加温,保持推进剂温度为 XX °C状态;
- 4) 计时开始,保持 t_2 min,每隔 t min进行1次各测点的数据测量;
- 5) 从之前计时开始为起点,达到 t_1 min后,关闭空调系统停止送热风;
- 6) 第 t_3 min($t_3=t_2-t_1$)开始,迅速打开盖板,模拟火箭运载平台发射前状态,计时开始,保持 t_1 min,每隔 t min进行1次各测点的数据测量;
- 7) 保持 t_2 min后,关闭盖板。

1.4 数据采集

试验后对采集的数据进行分析整理,试验数据记录见表1。其中试验状态一为头部推进剂不加温,试验状态二为头部推进剂加温。

表1 试验数据
Table 1 Experimental data

测量 时间/min	头部测点1 温度/℃	头部测点2 温度/℃	测点3—7 气温/℃	测点8(二级发动 机附近)气温/℃	测点9—10 气温/℃	测点11(火箭 底部)气温/℃	外界环境气温/ 风速/℃/(m·s ⁻¹)
0(空调停止)	19.5	19.0	...	16.0	...	15.0	-8.8 / 0
状态一 <i>t</i>	19.5	19.0		16.0		8.5	-8.6 / 0
...							
<i>t₁-t</i>	18.5	18.0		8.5		-0.5	-9.4 / 1
<i>t₁</i>	18.0	17.0		7.5		-1.4	-9.6 / 1
0(电加温停止)	31.5	36.0	...	19.0	...	19.5	-
<i>t</i>	31.0	36.0		19.0		19.5	-
...							
<i>t₁-t</i>	27.0	29.0		19.0		19.5	-8.4 / 0
<i>t₁</i> (空调停止)	26.5	28.5		19.0		19.5	-8.6 / 0
状态二 <i>t₁+t</i>	26.0	28.0		18.5		19.5	-8.6 / 2
...							
<i>t₃</i> (打开盖板)	25.8	27.5		19.0		19.5	-8.7 / 1
...							
<i>t₂-t</i>	23.5	23.5		10.0		-0.3	-9.1 / 1
<i>t₂</i>	23.0	23.0		10.0		-0.4	-8.5 / 2

2 低温试验结果及分析

2.1 头部推进剂

2.1.1 不加温状态

试验初始状态,火箭运载平台周边平衡温度为14.9~17.2℃;试验过程中地面周边环境气温为-8.2~-9.6℃,风速为0~1m/s。各测点温度变化曲线如图1所示。

无水肼贮箱表面在打开盖板的 t_1 min时间里温度由19.5℃降为18.0℃,降幅为1.5℃。根据计算,若环境温度为-25℃时,打开盖板的 t_1 min时间里,无水肼贮箱表面温度由19.5℃降为17.0℃左右;若贮箱内加注无水肼,整体热容量增加,温度下降速度会明显降低。

若外界环境风速增大,可能导致无水肼贮箱表面降低,但不会很大。测点2部位在 t_1 min时间里温度由19.0℃降为17.0℃,降幅为2.0℃。根据计算,若环境温度为-25℃时,在 t_1 min时间里温度由19.0℃降为16.0℃左右。

2.1.2 加温状态

试验初始状态,火箭运载平台周边平衡温度为18.6~22.0℃;试验过程中地面周边环境气温为-8.4~-9.4℃,风速为0~2m/s。各测点温度变化

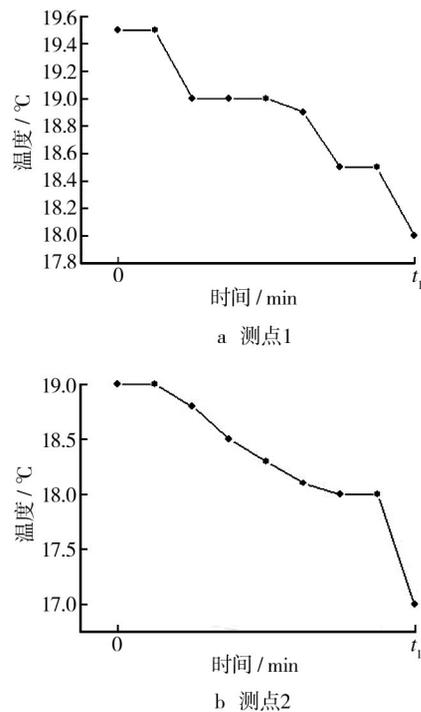


图1 不加温状态测点温度曲线

Fig.1 Temperature curves of measurement points without heating

曲线如图2所示。

此火箭运载平台头部推进剂介质为无水肼,测点1表面在盖板关闭的 t_3 min时间里温度由31.5℃降为25.8℃,降幅为5.7℃;打开盖板的 t_1 min时间里温度由25.8℃降为23.0℃,降幅为2.8℃。由此

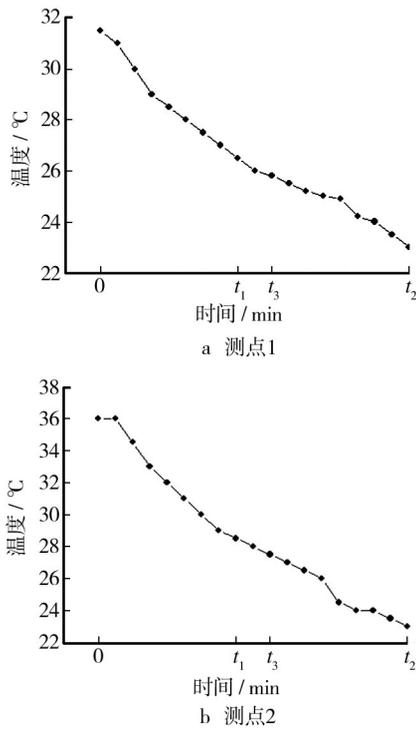


图2 加温状态测点温度曲线

Fig.2 Temperature curves of measurement points with heating

可以看出:

1) 无水肼贮箱表面温度的下降速度与打开盖板无明显关系,主要是因为火箭结构复杂,头部整体热容量较大,无水肼贮箱将热量传递到火箭结构是导致温度下降的主要原因。

2) 通过计算,若环境温度为 $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,打开盖板的 $t_1\text{ min}$ 时间里,无水肼贮箱表面温度由 $25.8\text{ }^{\circ}\text{C}$ 降为 $21.0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右。

3) 若贮箱内加注无水肼,其热容量增加,温度下降速度会明显降低。

测点2部位在盖板关闭的 $t_3\text{ min}$ 时间里,温度由 $36.0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 降为 $27.5\text{ }^{\circ}\text{C}$,降幅为 $8.5\text{ }^{\circ}\text{C}$;打开盖板的 $t_1\text{ min}$ 时间里温度由 $27.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 降为 $23.0\text{ }^{\circ}\text{C}$,降幅为 $4.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。由此可以看出,测点2部位温度的下降速度与打开盖板无明显关系。通过计算,若环境温度为 $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,打开盖板的 $t_1\text{ min}$ 时间里温度由 $27.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 降为 $20.0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右。

2.1.3 数据分析

对试验和采集的数据分析,可以得出:

1) 地下发射装置内温度平衡在 $18\sim 22\text{ }^{\circ}\text{C}$ 后,在火箭头部推进剂不加温状态下,若外部环境不高于 $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$,打开盖板 $t_1\text{ min}$ 时,无水肼贮箱温度不会出现低于预定要求的 $X_1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的现象,不影响火箭正常发射使用。

2) 在极端恶劣情况下,如采取对火箭头部推进剂加温的措施,可以提高头部推进剂的低温适应性。

2.2 二级发动机部位

火箭其他部位周边各测点温度变化曲线如图3所示。两种试验状态下温度变化规律一致。

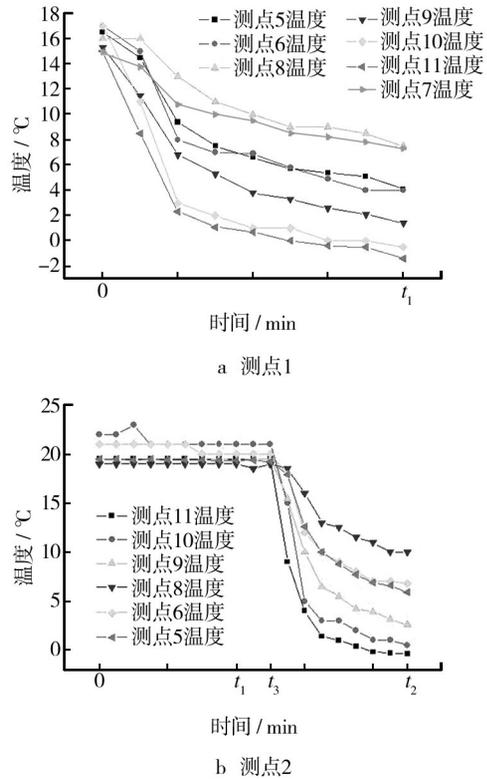


图3 各测点温度曲线

Fig.3 Temperature curves of measurement points

地下发射装置内各测点气温在盖板关闭的时间里温度维持稳定,打开盖板后温度迅速下降。其中最上部和和最底部(由模拟排焰道降温)由于空气对流速度快,温度下降速度最快。关注的测点8部位(即二级发动机部位附近)温度下降速度最慢,温度满足规定的技术要求。

根据计算,若环境温度为 $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,打开盖板的 $t_1\text{ min}$ 时间里,火箭底部附近气温由 $19.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 降为 $-11.0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,测点8部位温度也会对应下降。考虑到火箭发射前加注推进剂,根据推进剂参数和加注量^[2],室温初始条件下的火箭整体热容量超过 $3\times 10^8\text{ J/K}$ 的量级,计算确定在打开盖板的 $t_1\text{ min}$ 内,由于持续放热效应,测点8部位的温度也能满足规定的技术要求。另外,再考虑到一些极端恶劣条件,还可以利用火箭头部类似的加温方式作为备保障措施进

(下转第125页)

装置相比,车载化学药柱供氧装置体积小安装方便,制氧率高达99%,流量在3.47 L/min,大于平原人均纯氧1.74 L/min,但供氧时间短、长时间持续供氧费用高。分子筛车载制氧装置体积相对较大,能够长时间持续供氧,高原制氧率为48%、流量为每人1.6 L/min,换算成纯氧为0.8 L/min,小于平原人均供氧量1.74 L/min。从长时间作业过程来看,长时间持续低浓度吸氧比间隔式高浓度吸氧对人员的生理、体能和工作效率的改善效果更好。

参考文献:

- [1] YARRATRA J. Exercise Physiology of High Altitude[M]. Tokyo: NAP Limited, 2000.
- [2] WEST J B. Commuting to High Altitude: Value of Oxygen Enrichment of Room Air[J]. High Alt Med Biol, 2002, 3(2): 223—235.
- [3] 王占刚. 高原低氧对青少年最大氧供给和氧利用的影响[J]. 高原医学杂志, 2006, 16(2): 12—14.
WANG Zhan-gang. Influence of Plateau Hypoxia Using the Maximum Oxygen Supply and Oxygen to the Youth[J]. Journal of High Altitude Medicine, 2006, 16(2): 12—14.
- [4] 高文祥, 高玉琪. 高原用氧指征及高原用氧注意事项[J]. 西南国防医药, 2005, 15(2): 228—230.
GAO Wen-xiang, GAO Yu-qi. Highland Oxygen Indication and Plateau Oxygen Note[J]. Southwest Defence Medical, 2005, 15(2): 228—230.
- [5] 张西洲. 高原氧研究进展[J]. 高山医学杂志, 2010, 20(1): 58—61.
ZHANG Xi-zhou. The Progress of High Altitude Oxygen[J]. Journal of High Altitude Medicine, 2010, 20(1): 58—61.
- [6] 赵世宜, 霍东芳, 任杰. 高温高湿环境对车辆装备的影响及防护对策[J]. 装备环境工程, 2012, 16(1): 265—268.
ZHAO Shi-yi, HUO Dong-fang, REN Jie. The Environmental Impact of Vehicle Equipment and Protective Counter-
- measures of High Temperature and High Humidity[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 16(1): 265—268.
- [7] 吴勋, 任宁莉. 固体发动机典型环境载荷分析[J]. 装备环境工程, 2010, 7(6): 103—105.
WU Xun, REN Ning-li. Analysis of Solid Engine of Typical Environmental Load[J]. Equipment Environmental Engineering, 2010, 7(6): 103—105.
- [8] SODIUM R M. Hormones at High Altitude: Basal and Post-exercise Levels[J]. J C Lin Endocrinol Metab, 1998, 83: 570—574.
- [9] MARES M, BERTOLO C. Hemorheological Study in Patients with Coronary Artery Disease[J]. Cardiology, 1991, 78(2): 111—116.
- [10] WEST J B, BOYER S J, GRABER D J, et al. Exercise at Extreme Altitude on Mount Everest[J]. J Appl Physiol, 1983, 55(3): 688—698.
- [11] CHEN Q H, GE R L, WANG X Z. Exercise Performance of Tibetan and Han Adolescents At altitude of 3147 m and 4300 m[J]. J App Physiol,
- [12] GAO Y, LUO D, NIU W, et al. Standards and Methods of Evaluating High Altitude Acclimatization[J]. Third Mil Med Univ, 2001, 23(12): 1453—1454.
- [13] LIU Hong-tao, LI Wen-xuan, MA Qiang, et al. Health Specification for Soldiers Physical Fitness Training[J]. Chin J PLA Pre Med, 1997, 15(5): 316—319.
- [14] XIE L, CHEN M. Experimental Study of Rescuing Respiratory Arrest with Overdosage Anesthetic in Animals[J]. J Guangxi Med Univ, 2002, 19(2): 191—192.
- [15] HAN Xue-ping, JIA Yu-lan, YAN R, et al. Cardio-vascular Responses to G-suits with 3 Levels of Positivepressure Breathing Using Different Chest Counter Pressures[J]. Space Medicine & Medical Engineering, 2002, 15(1): 36—39.

(上接第109页)

行局部热控制。

3 结论

通过进行低温条件下的试验,验证了此型火箭在一定低温条件下,重点关注部位的温度能够满足产品设计使用技术要求。在极端恶劣条件下,通过备保的加温技术措施进行局部热控制,能够进一步提升产品低温环境适应性。

参考文献:

- [1] 导弹与航天丛书编辑工作委员会. 液体弹道导弹与运载火箭系列丛书——总体设计(下册)[M]. 北京:中国宇航出版社, 1989.
Editorial Committee of Missile and Space Series. Liquid Missile and Launch Vehicle Series—System Design(III)[M]. Beijing: Chinese Aerospace Press, 1989.
- [2] 李亚裕. 液体推进剂[M]. 北京:中国宇航出版社, 2011.
LI Ya-yu. Liquid Propellant[M]. Beijing: Chinese Aerospace Press, 2011.