

温度对贮箱增压系统的影响分析

穆朋刚, 童 飞, 蒲光荣, 马 健
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 在液体火箭推进系统中, 贮箱增压系统为推进剂正常供应提供重要的技术保障。温度作为一项重要的影响参数, 其高低变化直接决定着增压系统能否满足发动机正常工作的设计条件。本文以某贮箱增压系统为研究对象, 开展温度对增压系统的压力特性影响的试验研究, 主要分析从室温至 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 低温环境的系统压力参数变化情况。试验结果表明: 随着温度的降低, 系统在相同工况下压力特性明显增大; $-35\text{ }^{\circ}\text{C}$ 是该系统不采取任何措施情况下能正常工作的最低环境温度; 针对 $-35\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下低温环境出现的问题, 提出了相应的改进措施, 使系统使用温度范围显著扩大, 并通过试验验证了改进方法的合理性与有效性。试验结论可为同类增压系统设计及分析提供借鉴。

关键词: 温度; 贮箱增压系统; 液体火箭发动机

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 04-0074-05

Influence of temperature on tank pressurization system

MU Penggang, TONG Fei, PU Guangrong, MA Jian
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The tank pressurization system is an important constitute of liquid rocket propellant system which controls the pressure and volume flow rate of propellants feeding to the engine. The temperature is a key parameter which determines whether the pressurization system can work naturally or not. In this research, the pressure characteristics of tank pressurization system under different temperatures are analyzed by experimental method. The results show that the pressure characteristic increases with temperature decrease from room temperature to $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$; $-35\text{ }^{\circ}\text{C}$ is the critical temperature that the system can not work below this threshold value without any improvement measures; some corresponding countermeasures are proposed to deal with the problem occurring when the temperature is below the critical temperature, and available temperature range is expanded to $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ which satisfy the design requirements. The conclusions may provide guidance for the design and analysis of similar pressurization systems.

Keywords: temperature; tank pressurization system; liquid rocket engine

收稿日期: 2015-02-01; 修回日期: 2015-04-15

作者简介: 穆朋刚 (1983—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机结构动力学分析

0 引言

贮箱增压系统是液体火箭推进系统的重要组成部分, 用于贮箱增压, 以实现推进剂按照一定压力和流量对发动机的持续供应^[1-5]。采用高压气瓶贮气、减压系统减压供气的方法是上面级及姿轨控发动机常用的增压方式^[6-8], 尤其在高空, 环境温度与地面差异较大, 而温度直接影响着增压系统工作特性, 会使贮箱及发动机的可靠性降低。因此, 对贮箱增压系统在不同温度环境条件下的压力特性进行研究显得十分必要。本文以某火箭推进系统的增压系统为研究对象, 开展温度参数对增压系统的压力特性影响的试验研究, 分析从室温至-50 ℃低温环境的系统压力变化情况以及对系统提出适应性改进。试验结论可为同类增压系统设计及分析提供参考。

1 贮箱增压系统原理

某贮箱增压系统由气瓶、高压自锁阀、缓冲阀、减压阀、稳压阀、安全阀、泄压阀、止回阀、贮箱止回阀等组件组成, 系统组成图见图 1, 额定工况条件下系统各处的压力见表 1。

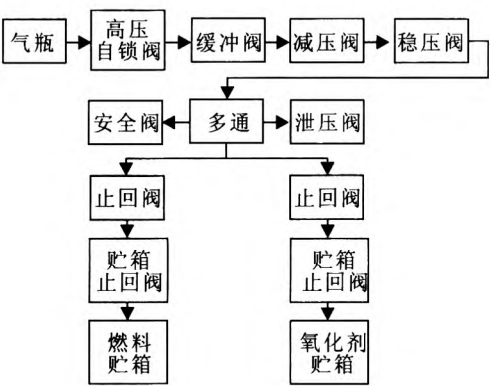


图 1 增压系统组成图
Fig. 1 Configuration diagram of tank pressurization system

贮箱增压系统工作原理为: 根据控制时序打开高压自锁阀, 气瓶内的高压气体流经缓冲阀, 然后通过减压阀和稳压阀两级减压, 并经多通分成两路, 一路通过止回阀和贮箱止回阀进行三级减压后对燃料贮箱增压, 另一路通过止回阀和贮

箱止回阀进行三级减压后对氧化剂贮箱增压。减压阀和稳压阀均自带安全阀, 在系统出现故障时自带安全阀会自动打开放气。此外, 在稳压阀出口的多通上设置独立的安全阀和泄压阀: 安全阀以小流量排气的方式降低贮箱的关闭压力; 泄压阀则在系统压力异常过高情况下以大流量排气方式保护贮箱安全。

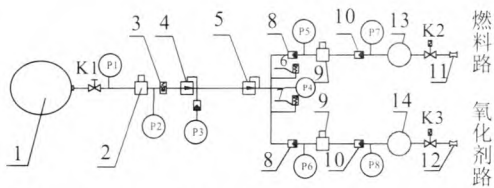
表 1 增压系统额定参数

Tab. 1 Rating parameters of tank pressurization system

项 目	压力/MPa,(绝压)
减压阀额定出口压力	2.1
减压阀的安全阀打开压力	3.1
稳压阀额定出口压力	0.58
稳压阀的安全阀打开压力	0.8
安全阀打开压力	0.65
泄压阀打开压力	0.75
贮箱压力 (贮箱止回阀出口压力)	0.45

2 试验系统

试验系统如图 2 所示。图中, 贮箱增压系统由序号 2~8 组成; 序号 1, 9~14 为试验单位配备产品; 燃料路和氧化剂路节流圈分别用于模拟两路推进剂的体积流量; P1~ P8 依次为气瓶、高压自锁阀、减压阀、稳压阀、止回阀 (两路) 和贮箱止回阀 (贮箱压力) 出口压力传感器。注意: 文中压力参数均为表压; 试验介质为压缩空气。



1-气源; 2-高压自锁阀; 3-缓冲阀; 4-减压阀; 5-稳压阀; 6-安全阀; 7-泄压阀; 8-止回阀; 9-增压电爆阀; 10-贮箱止回阀; 11-燃料路节流圈; 12-氧化剂路节流圈; 13, 14-模拟贮箱气垫的气瓶; K1-手动阀; K2, K3-电磁阀; P1~ P8-压力传感器

图 2 试验系统图

Fig. 2 Diagram of test system

3 温度对系统压力特性影响分析

3.1 额定工况下系统压力调整

贮箱增压试验系统按图2搭建。首先,在室温环境下进行系统额定工况压力的调整,即使用节流圈模拟发动机额定工况推进剂体积流量,然后调节稳压阀使贮箱止回阀出口压力(p_7 , p_8)为 0.45 ± 0.01 MPa,零流量时 p_7 和 p_8 压力为 0.55 ± 0.03 MPa。

试验时,先打开高压自锁阀,待压力稳定后再打开电磁阀K2和K3。额定工况压力特性调整结果见图3。图中,从左往右各曲线第一段值为零,表示高压自锁阀打开前(在时序16 s打开),系统尚未建压;第二段和第四段水平段曲线为电磁阀K2和K3处于关闭状态,即模拟发动机工作前贮箱达到平衡状态时的压力,此时 p_7 和 p_8 均值分别为0.59 MPa和0.59 MPa;第三段水平段为电磁阀K2和K3打开后,即发动机以额定工况工作时贮箱压力,此时 p_7 和 p_8 均值分别为0.46 MPa和0.47 MPa。

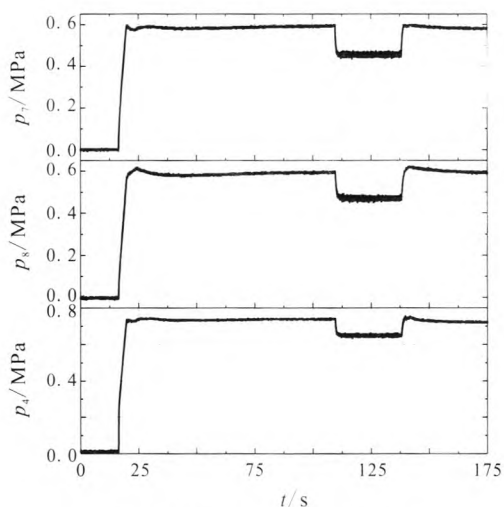


图3 额定工况压力调整结果

Fig. 3 Curves under rated pressure conditions

3.2 -30℃低温环境下的系统压力特性

进行-30℃低温环境的系统压力特性试验时,贮箱增压系统(图2中序号2~8)位于高低温箱中,其他产品及设备位于高低温箱外部;试验介质温度为常温。

气源气瓶压力为30.5 MPa。依次打开高压自锁阀和电磁阀K2和K3,当气瓶压力 p_1 分别降为26 MPa, 15 MPa和4 MPa时,同时关闭两路电磁阀K2和K3。模拟增压系统在额定工况工作过程曲线见图4:工作流量时,贮箱止回阀出口压力 p_7 和 p_8 均值分别为0.48 MPa和0.50 MPa;零流量时, p_7 和 p_8 均值分别为0.64 MPa和0.65 MPa。与常温环境条件下的系统压力特性相比:工作流量时 p_7 和 p_8 均值超出常温测量值0.02~0.03 MPa;零流量时 p_7 和 p_8 均值超出常温测量值0.05~0.06 MPa。

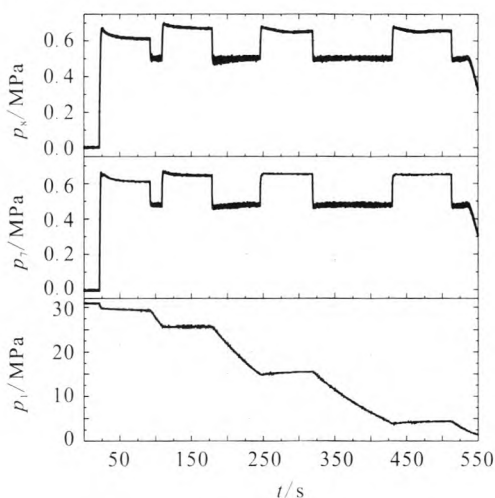


图4 -30℃低温下的压力特性曲线

Fig. 4 Pressure curves at -30℃

3.3 -35~-50℃低温环境下的系统压力特性

进行-50℃低温的压力特性试验时,在打开高压自锁阀后,发现减压阀后无法正常建压,试验曲线见图5:高压自锁阀打开后约2.5 s减压阀后压力趋于稳定,稳定范围在0.85~0.90 MPa之间,稳压阀后压力约为0.85 MPa,此时泄压阀和稳压阀自身的安全阀打开排气,试验进行至28.4 s时对高压自锁阀实施关闭,试验停止。系统出现上述现象的原因是:增压系统处于极端低温环境下,使稳压阀工作异常,其后压力过高,超过泄压阀的打开压力,泄压阀出现大量排气,而排气量大于缓冲阀限流孔通过的流量,使缓冲阀后压力无法升高到正常工作状态,造成缓冲阀阀芯无法正常打开,最终导致整个系统工作异常。

在-50℃低温特性试验异常的前提下,逐渐

提高增压系统试验温度后进行试验。当系统温度分别在-45 ℃和-40 ℃时各进行一次低温特性试验，发现减压阀后仍无法正常建压；当温度升至-35 ℃时，减压阀后可以建压，但建压缓慢，大约为 7.3 s。-45 ℃，-40 ℃和-35 ℃低温条件下的压力特性试验曲线见图 6。

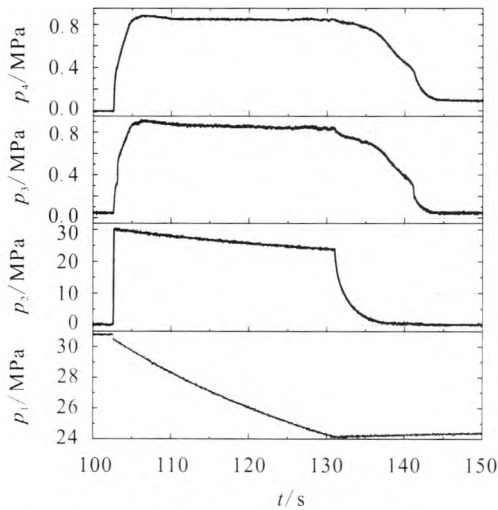


图 5 增压系统在-50 ℃低温下的压力特性
Fig. 5 Pressure characteristics of tank pressurization system at -50 ℃

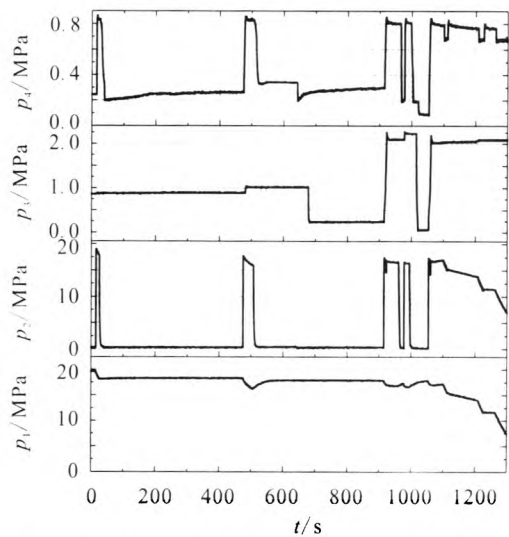


图 6 增压系统在不同温度下的压力特性
Fig. 6 Pressure characteristics of tank pressurization system at different temperatures

试验过程如下：-45 ℃压力特性试验在 15.7 s 时开始，高压自锁阀打开后，减压阀后压力逐渐稳定，减压阀后压力在 0.86 MPa 左右，稳压阀

后压力约为 0.83 MPa，系统仍未正常建压；-40 ℃试验在 474.5 s 时开始，高压自锁阀打开后，减压阀后和稳压阀后均仍未正常建压，其压力值与-40 ℃时试验无明显改善；-35 ℃特性试验在 916.1 s 时开始，高压自锁阀打开 7.3 s 后，减压阀后压力稳定在 2.26 MPa，稳压阀后压力稳定在 0.80 MPa，在该温度下，打开关闭高压自锁阀 3 次，均实现增压系统的正常工作。因此，可以得出：-35 ℃的低温环境是增压系统在不采取任何措施情况下能正常工作的最低温度，此时虽然增压系统能正常工作，但系统的各参数值明显高于室温试验值。

3.4 系统低温问题分析及改进验证

通过对贮箱增压系统在-50 ℃低温环境下技术归零分析，具体原因为：增压系统工作环境温度较低，压缩空气在增压过程中流经一系列节流部位，气体温度不断下降，使系统各组件实际温度低于环境温度，造成稳压阀膜片的温度（膜片材料橡胶的脆化温度为-60 ℃）达到其脆化温度，导致稳压阀实际出口压力偏离正常设计值，从而引起稳压阀后的泄压阀和稳压阀自身的安全阀打开排气，而排气流量大于缓冲阀限流孔通过的流量，缓冲阀阀芯无法打开，整个增压系统则无法正常工作。通过上述，提出改进措施：（1）增加缓冲阀限流孔孔径，从原设计值的 $\Phi 0.7$ mm 增加至 $\Phi 0.9$ mm；（2）对稳压阀采用功率为 25 W 电加热器进行加热。

进行验证试验时：高低温箱保持-50 ℃低温，系统达到热平衡后，稳压阀阀体温度为-28.1 ℃，高于最低温度要求-35 ℃，表明电加热器的加热效果是合理的。试验时先打开高压自锁阀，后打开电磁阀 K2 和 K3。试验验证曲线见图 7。高压自锁阀打开后发现（时序 20 s 时）：缓冲阀正常打开，减压阀和稳压阀后均可建压，同时观察到减压阀在高压自锁阀打开瞬间有较大压力波动，瞬间峰值达 2.72 MPa，稳定后的贮箱止回阀出口压力 p_7 和 p_8 均值分别为 0.60 MPa 和 0.61 MPa；打开电磁阀 K2 和 K3（时序 81.7 s 时），减压阀和稳压阀后压力正常，贮箱止回阀后压力 p_7 和 p_8

均值分别为 0.48 MPa 和 0.49 MPa，较常温偏高约 0.02~0.04 MPa；而当电磁阀 K2 和 K3 关闭后（时序 102.4 s 时），两路贮箱止回阀关闭压力较常温情况偏高， p_7 和 p_8 均值分别达 0.75 MPa 和 0.79 MPa，此种情况出现在增压过程中突然中断一段时间然后继续增压，这对单次启动发动机的实际工作过程是不可能发生的。另外，通过对仿真计算及多次试验验证，增大缓冲阀的节流孔径后，使缓冲阀打开时间有所缩短，对整个系统压力特性无明显影响。

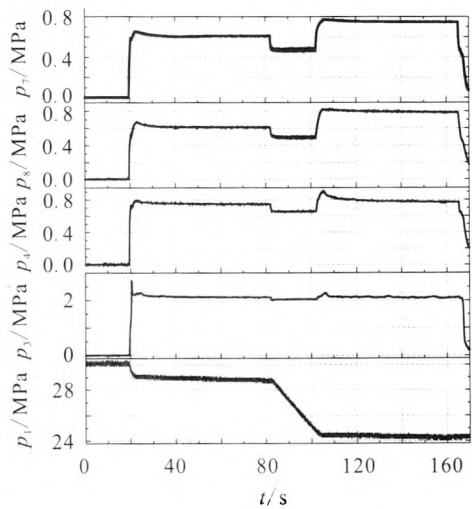


图 7 增压系统改进后在-50 °C低温下的压力特性
Fig. 7 Pressure characteristics of improved tank pressurization system at -50 °C

4 结 论

通过对某贮箱增压系统在常温和低温环境的压力特性试验研究，可得出如下结论：

1) 常温条件下，贮箱增压系统工作正常，随着环境温度的降低，系统压力特性发生改变，

相同试验工况下，低温环境的压力特性明显高于常温。

2) 原贮箱增压系统能工作的最低温度为 -35 °C，但此时系统压力特性过高，给贮箱带来安全隐患。通过采取相应改进措施（增加缓冲阀限流孔孔径和对稳压阀加热），有效解决了增压系统在-50 °C低温环境下的使用问题。

参考文献：

[1] 范瑞祥, 田玉蓉, 黄兵. 新一代运载火箭增压技术研究 [J]. 火箭推进, 2012, 38(4): 9-16.
FAN Ruixiang, TIAN Yurong, HUANG Xin. Study on pressurization technology of the new generation launch vehicle [J] Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38 (4): 9-16.

[2] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.

[3] 刘国球. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.

[4] TEISSIER A. Liquid helium storage for Ariane 5 main stage oxygen tank pressurization, AIAA 95-2956 [R]. USA: AIAA, 1995.

[5] 廖少英. 一种新的运载火箭上面级和航天器轻型增压系统[J]. 上海航天, 2005(1): 6-10.

[6] 廖少英. 液体火箭推进增压输送系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.

[7] 石玉鹏. 推进剂贮箱氮气增压系统启动特性研究[D]. 上海交通大学, 2007.

[8] 晋晓伟, 孙亮, 马键, 等. 推进剂供应系统增压过程仿真 [J]. 火箭推进, 2009, 35(3): 30-33, 46.
JIN Xiaowei, SUN Liang, MA Jian, et al. Simulation of pressurization process of propellant feed system [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(3): 30-33, 46.

(编辑：王建喜)