

提高低温压力测量准确度的方法初探

王军钢, 赵万明, 唐丽萍

(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

摘要: 介绍了液氧煤油发动机试验中低温压力参数测量原理、校准方法及存在的问题, 重点对低温压力传感器在低温条件下零位漂移问题进行了探讨和研究, 提出了基本解决途径和数据修正方法, 为提高低温压力的测量准确性奠定了基础。

关键词: 发动机试验; 零位漂移; 数据修正

中图分类号: V434+.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 05-0065-05

Discussion on method of improving accuracy of pressure measurement in low temperature

WANG Jun-gang, ZHAO Wan-ming, TANG Li-ping

(Xi'an Aerospace Propulsion Test Tschnique Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Pressure is one of the key parameters in the ground test of rocket engines and must be measured accurately. The principle of low-temperature pressure parameter measurement, calibration method and problems existing in the LOX/kerosene rocket engine test are introduced in this paper. The zero drift and slope change of pressure sensors in low temperature are discussed and researched emphatically in the paper. Solutions of the problems and data modification methods are proposed on the basis of problem analysis. This has laid the foundation for improving accuracy of pressure measurement in low temperature.

Keywords: rocket engine test; zero drift; data modification

0 引言

液体火箭发动机试验中, 压力参数是直接反映发动机性能的关键参数, 必须测准、测全。试验时压力传感器直接或通过测压导管安装在

发动机上, 其位置处在低温、高压和强振动等恶劣环境条件下, 给准确可靠测量压力参数带来困难。如果试验过程中传感器发生泄漏, 可能导致紧急关机或试验失败, 所以液体火箭发动机地面试验中, 压力参数测量比其它关键参数测量风险大。

收稿日期: 2012-03-23; 修回日期: 2012-06-29

作者简介: 王军钢 (1967—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验

液体火箭发动机试验中, 常温稳态压力测量技术已达到较高水平, 测量不确定度一般优于 0.5%。但低温压力测量遇到较多的技术问题, 测量不确定度仅能达到 0.8%~1.2%。如液氧煤油发动机预冷后, 在液氧-183.5℃条件下, 直接接触液氧的压力传感器在短时间内零位发生明显漂移, 在系统并未增压的情况下, 传感器反映的压力值是实际压力的 3~8 倍。如某次试验发生器氧喷前压力预冷时实际值为 0.23 MPa, 而传感器测量值达 -1.53 MPa。有些线性不稳定的低温传感器的斜率也发生一定变化, 严重影响压力测量数据的准确性。因此, 需通过研究测量系统现场校准技术、现场安装工艺方法和数据修正等, 掌握低温压力参数测量关键技术, 提高测量数据准确性, 为低温液体火箭发动机可靠性增长和性能评价奠定基础。

1 低温压力测量方法

液氧煤油发动机试验中低温压力参数测量系统组成如图 1 所示。

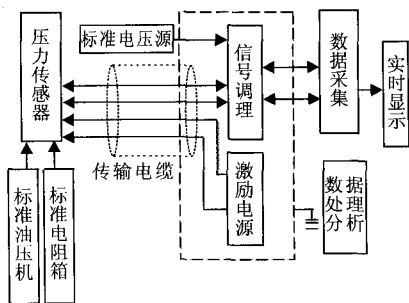


图 1 压力测量系统原理框图

Fig. 1 Principle diagram of pressure measurement system

用全桥应变式或压阻式压力传感器直接安装或用测压导管安装, 采用恒压源(恒流源)供电, 四线制(六线制)测量, 传感器输出信号通过信号调理器隔离、滤波、放大, 最后进行数据采集处理, 用公式(1)进行压力计算, 完成压力参数测量。低温压力测量的关键技术是现场校准技术、零位处理技术和传感器安装工艺。由于目前国内还没有建立覆盖液氧、液氢温度范围的

低温压力计量校准装置, 液体火箭发动机试验领域也没有建立低温现场校准条件, 因此, 试验系统安装的压力传感器采用标准力源现场常温校准, 发动机自带的低温压力传感器在试验现场采用电压替代法或桥臂并电阻法校准, 电压值或并电阻值采用计量证书给出的常温校准结果。而计量单位的常温校准环境条件和传感器实际工作环境条件相差很大, 低温环境因素引起传感器零位明显漂移。

$$p = b(u_i - u_0) + p_H \quad (1)$$

式中: p 为被测压力值, MPa; b 为系统校准斜率, MPa/mV; u_i 为采集系统采集的瞬时值, mV; u_0 为采集系统采集的零位, mV; p_H 为试车当天的环境大气压, MPa。

低温压力参数可以用常温压力传感器和低温压力传感器来测量。常温压力传感器的一般温度范围-40~80℃, 用于低温测量时必须连接测压导管。测量时, 导管中不加隔离液, 导管中的空(氮)气和氧气将低温介质和传感器膜片隔离, 传感器的膜片基本处于常温或略低于常温状态。测压导管在长度 0.6~2 m, 内径 2~6 mm 范围内较理想。测压导管过短(如 0.3 m), 则隔离效果不好。如果测压导管过粗、过长(如 3~6 m), 测量瞬时值波动小, 但压力响应滞后明显, 对研究发动机起动特性有影响。第二种是使用低温压力传感器直接安装测量, 一般用在无法安装测压导管、不允许压力响应滞后和可靠性要求高的部位。低温压力传感器耐低温, 但在直接安装情况下, 仍然存在零位漂移, 导致测量数据准确性降低。所以, 建立发动机试验低温压力现场校准系统, 研究低温校准技术、安装工艺方法和零位修正技术是提高低温压力测量准确性的有效途径。

2 提高低温压力测量准确性的途径

低温压力参数测量不确定度主要取决于标准力源准确度、传感器准确度、采集装置(含激励

源) 准确度、校准方法、系统抗干扰能力、传感器结构形式、安装工艺和数据处理修正技术。液体火箭发动机试验中, 所选择的采集装置性能指标比较高, 对电压量的采集不确定度多数优于 0.02%, 标准力源的准确度通常优于 0.05%, 这两项对于测量不确定度 0.5% 的压力参数来说可以忽略不计。另外, 测量系统抗干扰能力可以通过研制高性能的激励源和信号调理器, 采取有效的接地、隔离和屏蔽等措施将系统干扰对测量结果的影响减小到最低范围内。这样, 提高低温压力测量准确性的技术途径主要体现在校准技术、传感器安装工艺和数据处理修正技术三个方面。

2.1 现场校准技术

液体火箭发动机试验压力传感器的校准系数通常采用现场校准和计量校准两种方式获取。现场校准能最大限度减小系统误差, 是最理想的校准方式。目前试验系统自行安装的压力传感器均采用现场校准后再安装的方式, 但液氧煤油发动机自带的部分常温和低温压力传感器在试验现场不允许拆装, 无法进行现场校准。测量系统根据计量校准证书提供的各档力值对应的电压值(或电阻值)在采集装置输入端采用电压替代法或在传感器桥臂上并电阻方式进行等效校准; 有时直接使用计量校准的线性方程, 测量系统只需保证传感器的激励电压和计量校准时一致, 不再进行现场校准。上述校准方式适合常温压力传感器和通过测压导管安装的低温压力传感器, 对直接安装的低温压力传感器不适用。原因是低温压力传感器在常温校准低温使用时零位漂移大, 有些性能不稳定的低温压力传感器灵敏度也发生变化。所以, 对直接接触低温的压力传感器应用真实介质进行现场校准。低温压力现场校准装置结构如图 2 所示。

主要由高压氮气源、配气台、标准压力源、低温装置和数据采集系统等组成。标准压力源的作用是对增压的各档力源进行微调 and 稳压。现场校准时, 安装力矩和试验系统被测位置的安装力

矩应一致, 传感器预冷时间 20 分钟以上。

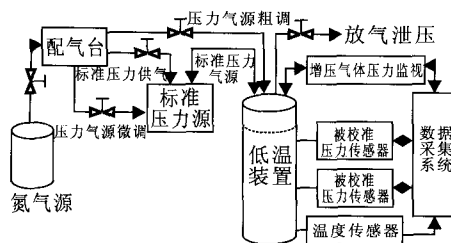


图 2 低温压力传感器校准原理图

Fig. 2 Principle diagram of site-calibration of low temperature pressure sensor

液氧煤油发动机研制初期, 为了研究低温压力传感器的性能, 利用泵前管路直接安装的 BM212 低温水击压力传感器进行现场低温校准试验。试验时安装力矩 $45 \text{ N}\cdot\text{m}$, 采用直接安装长度分别为 0.8 m, 1.2 m, 2 m 的测压导管, 通过氮气增压进行低温校准。校准试验的情况如下:

1) 直接安装, 力矩相同的情况下, 通常低温校准斜率比常温标准油压机校准斜率略大 0.04%~0.3%。用油压机常温校准时线性及重复性好, 低温校准时, 用氮气作为力源(稳定性和准确性比油压机差), 校准的线性和重复性差一些。为了证明气源的稳定性和准确性, 常温状态下用气源作标准力源, 现场校准的线性和重复性没有标准油压机校准的结果好, 但低温校准斜率仍然是比常温略大一些。同时也发现, 同一型号不同量程的低温压力传感器常温和低温校准的斜率比值有差异; 同一只传感器冷透后多次连续低温校准低温斜率基本稳定, 但同一只传感器不同时间预冷(如隔天), 低温校准斜率没有常温校准斜率那样稳定; 只要安装力矩一样, 低温校准斜率一般比常温校准斜率变化在 0.3% 以内; 常温校准的一只传感器测量同一压力值时, 直接安装测量值比用测压管安装测量值略大一些。

2) 常温条件下, 传感器零位稳定, 而低温状态下, 零位漂移散差较大, 规律性不强, 特别是安装力矩大小对低温零位漂移影响较大。

3) 常温校准的传感器安装不同长度的测压导管, 低温状态下零位基本稳定, 仅对阶跃压力值的响应快慢不一样。

上述长度的测压导管安装的压力传感器响应比直接安装的同型号、同力矩传感器, 对 0.5 MPa 压力的时间响应滞后 30~80 ms。同一测点, 测压导管长的比短的测量值波动小。

2.2 安装工艺

通过低温试验, 发现压力传感器的安装力矩对零位漂移影响较大。对小体积的常温传感器安装(或端面固定)力矩过大, 膜片受力变形, 也会引起传感器零位漂移。如量程小于 1 MPa 的 GYY-1 型传感器端面固定时力矩过大易引起零位漂移。液体火箭发动机试验中, 压力传感器应选择合适安装力矩, 保证试验过程中大振动、高(低)温等恶劣环境条件下不发生泄漏。安装力矩的大小通过试验和统计来确定, 一般考虑传感器密封结构形式、气密性、零位影响程度、试车过程振动及温度环境条件等因素。通常传感器体积大的安装力矩大, 体积小安装力矩小。如 BM212 低温压力传感器经多次热试车验证, 液氧入口泵前管路上安装力矩 45 N·m 较合适(直接安装在发动机上 ≥ 70 N·m), GYY-1 型传感器通过测压导管(接管嘴为 M14 \times 1.5 和 M16 \times 1.5)时安装力矩 35 N·m。一般情况下除发动机上对传感器体积大小有要求外, 其它地方应选择体积较大一些传感器测量, 因为体积大的传感器安装力矩的大小对零位影响小。

根据多种低温传感器使用经验, 减小安装应力的影响程度有两个主要途径: 第一, 传感器结构设计时, 选择低温性能好的溅射薄膜结构, 并在固定敏感膜片的附近设计应力槽, 减少壳体固定端面受力对膜片的影响。体积较小的传感器固定时, 在受力的固定端面上加胶皮垫片, 保证牢靠的前提下传给膜片的非正常应力最小。第二, 确定合适的安装力矩。特别是低温传感器和小型传感器在测点位置安装时, 安装力矩和现场校准

(或计量校准)时安装力矩应相同。

2.3 低温压力零位修正

液氧煤油发动机试验中, 压力零位漂移主要产生在发动机自带压力传感器上。具体表现在测量传感器安装后, 全系统连接, 发动机并未工作、采集系统也没有明显干扰和噪声的情况下, 采集系统反映一定的压力值。零漂一般有两种现象, 一种是传感器安装完毕, 测量系统全部连接, 发动机未预冷, 此时零漂多数原因是传感器的安装应力和现场校准(或计量校准)时安装应力不同造成, 也有现场校准时的电缆网、环境条件和计量室差异太大的因素。这种零漂一般有 0.1~0.6 MPa 压力。随着时间延长, 部分传感器零漂减小或消失, 部分传感器零漂稳定(或减小一定程度后趋于稳定), 这种现象通过重新记录零位(通大气的测点需通空记录零位)可基本消除。第二种是发动机预冷时, 自带低温压力传感器输出比实际压力值大得多的现象, 主要原因是常温校准低温使用。低温状态下不仅产生零位漂移, 斜率也可能发生一定变化。由于每一只传感器的零位、斜率变化值又不一样, 修正比较困难。解决的根本途径是建立低温压力现场校准条件, 对每一只传感器进行真实介质全系统现场校准, 最大限度减小校准带来的系统误差。目前计量机构和测量系统不具备低温校准条件, 但通过低温压力测量技术研究和大量的低温试验, 对低温压力测量中零位漂移可采取以下措施来解决:

1) 通过测压导管测量低温压力时, 低温测量转变成常温测量, 一般不用考虑零位漂移和斜率变化, 测量数据准确性高。所以, 能用测压导管引出的低温测点, 在安装工艺上尽可能引出测量。对测压导管产生的测量值滞后问题, 可以通过安装实际测压导管和直接安装进行压力激励试验, 获得测压导管引起的滞后时间, 对测量数据进行时间坐标修正。

2) 发动机预冷后通大气的低温压力传感器应使用预冷后的零位(减去液氧液柱产生的压力)。不通大气的低温压力传感器预冷产生的压力有两种处理办法: 一种是系统未增压前传感器

的准确输出值应为液氧液柱产生的压力值加环境大气压值,此时传感器零漂值=测量值-液柱自重产生的压力值-环境大气压值,全程数据减去零漂值。箱压和入口压力的关系根据公式(2)计算,发动机点火前系统流阻 Δp 为零。第二种方法是发动机点火前,寻找和该低温压力传感器位置相近的带测压导管的压力传感器,直接安装的低温传感器测量值和带测压导管的压力传感器测量值(未产生零位漂移)的差值就是低温零位漂移值,全程数据减去零位漂移值(位置不同时考虑液柱差产生的压力)。

$$p_0 = p_i - \rho g H \times 10^{-6} + \Delta p \quad (2)$$

式中: p_0 为容器的增压压力,MPa; p_i 为发动机入口压力,MPa; Δp 为推进剂供应系统的系统流阻,MPa; ρ 为推进剂的密度, kg/m^3 ; g 为重力加速度,取 9.81 m/s^2 ; H 为发动机入口至推进剂容器内液面的静液柱高度,m。

3) 低温介质对传感器的零位影响较大,对斜率的影响较小。通常对零位漂移要进行修正,对斜率是否修正要根据变化大小来决定。目前使用的压力传感器综合精度 $0.1\% \sim 0.2\%$,常温压力测量不确定度 0.5% ,低温压力测量不确定度 1% 左右。如果低温压力测量不确定度达到 $0.6\% \sim 0.8\%$,在没有建立低温压力现场校准的情况下,必须对零位漂移进行修正,斜率变化若小于 0.2% ,可以忽略,若大于 0.2% 时,还应斜率进行修正。低温斜率变化情况可通过量程相近的同型号压力传感器低温试验来获得,所获得的低温性能数据,可在一定时期内使用。

3 结束语

影响低温压力测量准确性的因素较多,主要

表现在低温压力传感器现场校准技术、零位修正、安装工艺技术三个方面,最有效的途径是建立真实介质现场校准系统。本文虽然进行了低温压力测量技术初步探索,但低温试验次数较少,获得的数据和观点具有局限性。今后应进一步开展低温状态下,压力传感器膜片低温特性、零位漂移、灵敏度和迟滞等变化情况研究,掌握变化规律和零位修正技术,总结、优化低温压力安装工艺流程。

参考文献:

- [1] 郭宵峰,姜亦绶.液体火箭发动机试验[M].北京:宇航出版社,1990.
- [2] 赵万明.液氧煤油发动机试验主要参数测量方法研究[J].火箭推进,2006,32(5):54-55.
- [3] 李科杰.新编传感器技术手册[M].北京:国防工业出版社,2002.
- [4] 李伟.合金薄膜高温压力传感器研究进展[J].火箭推进,2011,37(5):79-81.
- [5] 高晓梅.航天运载火箭部件低温试验系统改进[J].低温工程,2006(3):47-50.
- [6] 郑得馨,袁秀玲.低温工质热物理性质表和图[M].北京:机械工业出版社,1982.
- [7] 何迎辉.超低温薄膜压力传感器的研制[J].传感器世界,2004(9):21-23.
- [8] 中国电子学会敏感技术分会.传感器与执行器大全[M].北京:机械工业出版社,2006.
- [9] 夏红梅,谢国新,彭俊华.舰艇导航装备通用测试平台研究[J].电子设计工程,2010,18(7):107-112.
- [10] 肖俊旺,夏静.基于LabVIEW的火箭试验数据处理方法[J].电子设计工程,2011,19(4):38-40.
- [11] 陈金豹,赵晓东,梁慧敏,等.星载电子设备多余物数据采集系统的设计[J].电子设计工程,2011,19(5):119-122.

(编辑:张永秀)