

HTPB 推进剂温度冲击环境下损伤特性的声发射试验

刘承武, 阳建红, 邓凯, 陈飞, 张晖

(第二炮兵工程学院, 西安 710025)

摘要:为研究 HTPB 推进剂在温度冲击环境条件下的损伤情况,采用单轴定速拉伸声发射(AE)试验,对不同温度冲击周期试验后的 HTPB 推进剂的损伤特性进行了研究。结果表明:温度冲击后的 HTPB 推进剂单轴拉伸存在损伤成核、扩展和汇合断裂三个失效阶段;随温度冲击周期的增加,HTPB 推进剂释放出的 AE 累积能量减少,说明在其内部会出现一定损伤,且损伤程度与温度冲击时间呈正相关性;温度冲击时间越长,损伤门槛值提前,越容易出现初始损伤。

关键词:复合固体推进剂; 温度冲击; 声发射; 损伤

中图分类号: TG115.28

文献标志码: A

文章编号: 1000-6656(2011)01-0047-03

The Acoustic Emission Testing of Damage Properties of HTPB Solid Propellant Under Temperature Shock

LIU Cheng-Wu, YANG Jian-Hong, DENG Kai, CHEN Fei, ZHANG Hui

(Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

Abstract: The effects of temperature shock on the damage properties of HTPB composite solid propellant were studied by temperature shock experiments, acoustic emission(AE) and uniaxial tension tests. The results showed that the HTPB propellant shocked by thermal heat for different cycles all existed three failure phases including the damage nucleation, crack expansions and macro crack. The longer the time of the propellant was shocked, the less the AE cumulative energy was released and the more significant the inner damage was caused. The longer the time of the HTPB propellant being shocked, the earlier the damage threshold would appear.

Keywords: Composite solid propellant; Temperature shock; Acoustic emission; Damage

温度^[1]和湿度^[2-3]是影响推进剂力学性能十分重要的两大因素。固体发动机在贮存过程中,由于采用了诸如密封充氮等保护措施,光、辐射、湿度的影响可以避免。而在寿命期内,尤其是在待机、运输和发射阶段,要经受更为剧烈的环境温度变化带来的热载荷作用。当环境温度高时,高温层上产生热膨胀,这种热膨胀受到相邻层的限制,于是形成压应力;当环境温度低时,形成收缩拉应力。随着温度的交替变化,药柱各层之间作用着交变载荷,导致累积了疲劳损伤,从而缩短药柱的寿命。因此,研究固体

推进剂温度冲击环境条件下的损伤特性十分必要。

目前主要采用的是宏观唯象方法来进行这方面的研究。Svob 等^[4]进行了 CTPB 推进剂模拟发动机的温度冲击试验,得出温度冲击引起应变疲劳和高温老化的综合影响,性能下降十分迅速。Ide 等^[5]进行了 AP/HTPB 推进剂的加速老化、热循环和热冲击三种不同试验,研究了不同热损伤条件下推进剂的断裂行为,结果表明,推进剂力学性能的劣化程度与热载荷的形式相关。

HTPB 推进剂经过温度冲击作用后,在外载荷下,材料内部产生细观损伤(如基体开裂、脱湿等),并逐渐发展为宏观断裂,整个过程中有强烈的能量释放出来,并会产生声发射信号^[6-7]。笔者对经过温度冲击后的 HTPB 推进剂试件进行单轴拉伸 AE

收稿日期: 2010-03-04

作者简介: 刘承武(1982—),男,博士研究生,研究方向为固体火箭发动机失效物理与可靠性。

试验,研究了温度冲击对 HTPB 推进剂损伤的影响。

1 试验

2.1 温度冲击试验

试验参考 QJ 2328A—2005《复合固体推进剂高温加速老化实验方法》和 GJB 150.5—1986《军用设备环境实验方法 温度冲击实验》标准进行。试验使用 SDJ705 型高低温湿热交变实验箱和 LR016 热老化实验箱。按照以下步骤,分别进行了 5,10,15,20,25 及 35 个周期的温度冲击试验,每个周期 3 根试件。试验步骤如下:

(1) 预处理 将试件贮存于 20~25 °C 干燥环境下,直至达到温度稳定。

(2) 试验 将试件放入实验箱,试件之间,以及试件与实验箱壁、箱底及箱顶之间应当有适当间隔,以使空气能自由循环,保证环境因素准确、均匀地作用在试件上。将高温实验箱温度升到 55 °C,保持 1 h;高温阶段结束,在 5 min 内将试件转换到已调节到 -51 °C 的低温实验箱内,保持 1 h,低温阶段结束,一个循环周期结束;然后在 5 min 内将试件转换到已调节到 55 °C 的高温实验箱内,保持 1 h。重复以上步骤,以完成循环周期。

(3) 恢复和检测 温度冲击完成规定的周期后从实验箱内取出试件,室温放置至试件达到温度稳定。环境温度为 20±2 °C,相对湿度<70%RH。

1.2 AE 试验

根据航天部 QJ 924—1985《复合固体推进剂单向拉伸实验方法》标准,将经过温度冲击试验后的推进剂试件连接在深圳新三思 CMT2103 型电子拉力机上进行单轴拉伸声发射试验,拉伸速度为 100 mm/min。试验所用的 AE 系统为美国 PAC 公司产的 SAMOS™ 32 型 32 通道声发射仪,总增益 100 dB,门槛电压 30 dB,带通为 1~200 kHz。进行声发射试验时,用两个声发射传感器对称地装在试件两侧以保证拉伸时受力均匀,并用橡皮带将两个探头固定好,探头和试件之间用凡士林作耦合剂,图 1 为 AE 试验装置图。

2 试验结果与讨论

2.1 宏观力学性能变化分析

将经常用以判定推进剂力学性能优劣及判定力学性能变化的最大抗拉强度 σ_m 和最大延伸率 ϵ_m 进行归一化处理。图 2 是归一化的 σ_m 和 ϵ_m 与温度冲

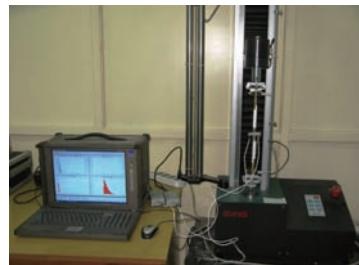


图 1 声发射试验装置

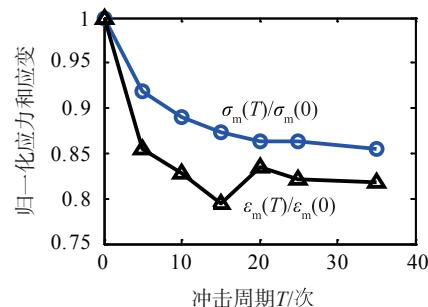


图 2 归一化 σ_m 和 ϵ_m 与冲击周期的关系

击周期 T 的关系曲线。可见,温度冲击环境下 σ_m , ϵ_m 随冲击周期的增加而呈下降趋势,且前期下降迅速,大约 15 个周期后强度下降开始变缓,表明温度冲击使推进剂力学性能劣化,引起其内部损伤。

2.2 细观损伤特性分析

图 3 所示为 AE 特征参数,其中最重要的定量参数是 AE 事件幅度、能量和持续时间。其中,AE 能量分布综合考虑了持续时间和幅度的影响,最适于反映材料的内部损伤状态。AE 能量反映了对应时刻损伤的强度,AE 累积能量反映了材料内部出现损伤的累积程度。因此通过分析不同温度冲击周期下推进剂 AE 能量和 AE 累积能量的变化,可以揭示温度冲击环境对推进剂的损伤规律。

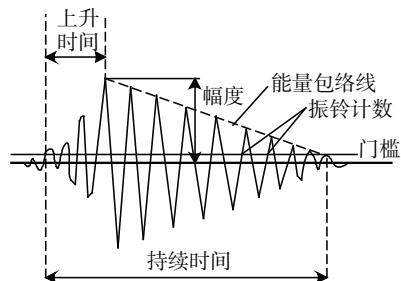


图 3 声发射参数性质

图 4(a)~(g) 分别表示温度冲击 0, 5, 10, 15, 20, 25 和 35 个周期后单轴拉伸应力、AE 能量、AE 累积能量随应变变化关系曲线。图 4(h) 为不同温度冲击周期后 AE 累积能量随应变变化关系曲线。

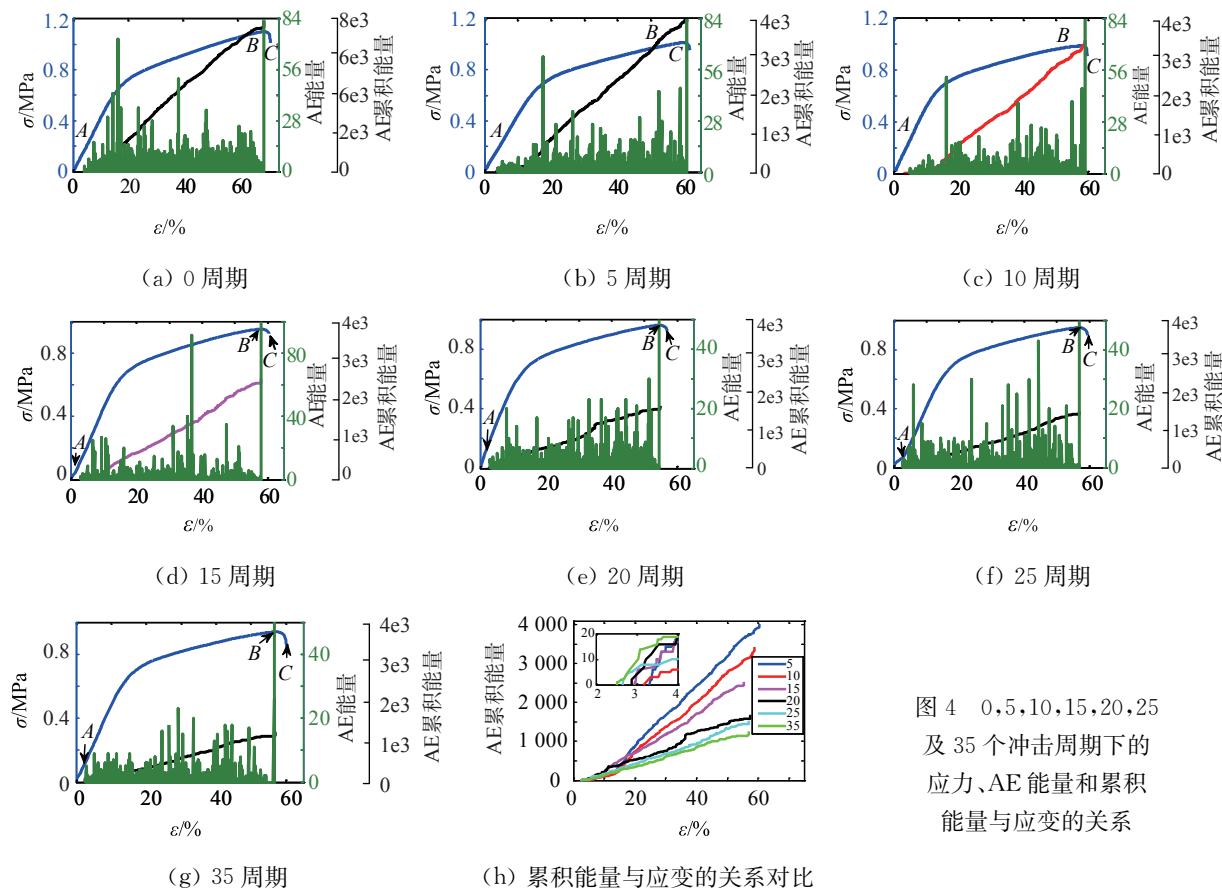


图 4 0, 5, 10, 15, 20, 25 及 35 个冲击周期下的应力、AE 能量和累积能量与应变的关系

在单轴拉伸声发射试验过程中发现, 推进剂试件断口位置一般出现在试件中段附近, 易出现与 AE 传感器位置重合情况。在出现断口与 AE 传感器位置重合时, 宏观裂纹的出现会引起传感器的失稳甚至脱落, 此时的 AE 信号干扰较大, 并非全部来自材料内部, 因此各图中宏观裂纹出现时的 AE 信号值没有全部示出。虽然在宏观断裂破坏时, 对应着极大的 AE 能量, 但是通过对比研究各温度冲击周期下宏观断裂前的 AE 能量和累积能量值, 已足以反映温度冲击给推进剂造成的损伤。

分析图 4 可以了解推进剂内部损伤演变及破坏各阶段的特征情况。可以看出, AE 能量表现出明显的阶段性。A 点前的 AE 能量为 0 或很少, 表明原有的初始损伤(微裂纹、微空洞等)没有扩展, 也没有新的损伤产生。A 点后 AE 能量急速增加, 表明 A 点为损伤起始点, AB 段为损伤的成核和扩展阶段。B 点释放出的 AE 能量极大, 比前面各点释放出来的能量大一个甚至是几个数量级, 可以判定 C 点为宏观裂纹形成时刻。因此, 可以认为, 温度冲击后的 HTPB 推进剂同样存在着损伤成核、扩展和汇合断裂三个失效阶段。

对比图 4 可以看出, 温度冲击会引起 HTPB 推进剂力学性能的变化。冲击时间越长, 相应阶段释放出来的 AE 能量越低; C 点出现的时间随周期数的增多基本是向前提的, 在 15 周期后基本稳定。

从图 5 可看出 AE 累积能量随温度冲击时间的增加而不断下降。该结果说明, 温度冲击会引起 HTPB 推进剂内部出现一定损伤, 且损伤程度与温度冲击时间呈正相关性, 所以经过温度冲击后的 HTPB 推进剂的单轴拉伸 AE 信号强度明显减弱。

为了更清楚地对比, 将图 5 中应变为 2%~4% 的范围进行局部放大, 从局部图和整体图可以看出, 随着温度冲击时间的增长, 损伤门槛值 A 点出现的时间提前, 由此可以推断出温度冲击后的 HTPB 推进剂外载作用下更容易发生初始损伤。

2.3 温度冲击损伤机理分析

HTPB 推进剂是一种高填充比颗粒复合材料, 主要由粘合剂基体、固体填料和界面相组成^[8]。由于各组分相热膨胀系数的不同, 开始阶段, 推进剂在升温过程中温度荷载作用下基体、界面易产生微裂纹; 而降温过程中, 热膨胀系数的不同不仅引起原有

(下转第 84 页)

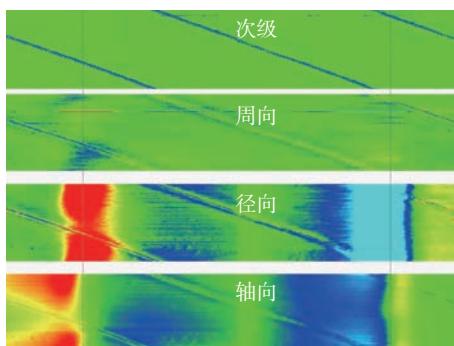


图 19 套管的漏磁信号

之内。套筒用于修复缺陷,以减轻现有管道缺陷的风险,通常可以看到套筒下面存在的腐蚀等缺陷。

5 结论

管道运营公司的主要目标是保证油气介质的安全、持续、稳定的输送。随着经济的发展和能源需求的持续增加,管道运营公司面临不断拓展管道网络,使用超过设计寿命的老管道满足油气资源的可靠供应。加上政府日益严格的监管,这迫使管道运营公司制定全面的管道完整性计划,对管道实施有效的完整性管理。

(上接第 49 页)

的微裂纹扩展,同时也会产生新的微裂纹。随着温度冲击周期的不断增加,微裂纹逐渐增多,原有微裂纹扩展量也增大,损伤程度也进一步加重,呈现损伤程度与温度冲击时间呈正相关性。

在有初始裂纹、空洞及脱湿的地方容易产生应力集中,当再次受到温度冲击时,这些地方会首先发生破坏,因此出现损伤门槛值提前出现的现象。

3 结论

(1) 温度冲击环境下,HTPB 推进剂的力学性能下降,出现一定程度的初始损伤,其单轴拉伸过程中存在损伤成核、扩展和汇合断裂三个失效阶段。

(2) 温度冲击环境下,HTPB 推进剂前期损伤较快,后期趋缓,但基本呈现损伤程度与温度冲击时间呈正相关趋势。

(3) 温度冲击环境下,HTPB 推进剂更容易损伤或破坏,损伤门槛值降低。

(4) 提高推进剂耐应力(应变)及环境联合作用的能力,对提高固体发动机的可靠性和延长推进剂寿命有重要作用。

完整性管理。管道内检测技术,特别是先进漏磁内检测技术的使用,提供了获得最新管道所需信息的有效手段。随着高分辨率三轴漏磁内检测器的应用,管道异常特征和管道结构特征的识别更加可靠、精确,减少了开挖验证确认的费用,降低了管道的风险。高精度的内检测数据为后续的评价提供了数据基础,管道异常的精确评价提高了完整性管理计划的决策过程的效率,减少了检测器的校验及验证开挖,从而使管道开挖能够集中于需要修复的缺陷,提高了管道的维修、维护效率。

参考文献:

- [1] 韩文花. 油气管道漏磁信号去噪及缺陷重构算法的研究[D]. 上海:上海交通大学, 2006; 2—5.
- [2] 冯庆善. 在役管道三轴高清漏磁内检测技术[J]. 油气储运, 2009, 28(10): 72—75.
- [3] Cholowsky Sharon, Westwood Stephen. Tri-axial sensors and 3-dimensional magnetic modelling of defects combine to improve defect sizing from magnetic flux leakage signals [C]. NACE International, Northern Area Western Conference. Victoria, British Columbia, Canada: 2004.

参考文献:

- [1] Kivity M, Hartman G, Achlama A M. Aging of HTPB Propellant [C]. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson, Arizona, 2005; 72.
- [2] Muhammad Mazhar Iqbal, Wang Liang. Modeling the moisture effects of solid ingredients on composite propellant properties[J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10(8): 695—699.
- [3] 何耀东, 刘建全. 环境湿度对 HTPB 推进剂力学性能的影响[J]. 固体火箭技术, 1996, 19(3): 47—52.
- [4] Svob G J, Bills K W. A predictive surveillance technique for air-launched motors[C]. AIAA/SAE/ASME 18th Joint Propulsion Conference, AIAA82—1097.
- [5] Ide K M, Ho S Y, Williams D R G. Fracture behavior of accelerated aged solid rocket propellants[J]. Journal of Materials Science, 1999, 34(17): 4209—4218.
- [6] 阳建红, 李学东, 赵光辉, 等. HTPB 推进剂的声发射特性及损伤模型的实验和理论研究[J]. 固体火箭技术, 2000, 23(3): 37—40.
- [7] Liu C T. Cumulative damage and crack growth in solid propellant[J]. AD-323684, 1996.
- [8] 田德余, 洪伟良, 刘剑洪, 等. 丁羟固体推进剂力学性能模拟计算[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 114—118.