

文章编号:1000-8055(2017)05-1234-07

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2017.05.025

HTPB 推进剂的低温疲劳特性

童 心¹, 王永平², 许进升¹, 职世君³, 陈 雄¹, 郑 亚¹

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 中国航天科工集团公司 第六研究院 41 所, 呼和浩特 010010;

3. 中国航空工业集团公司 中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

摘 要: 为探究端羟基聚丁二烯(HTPB)推进剂在低温下的疲劳特性,结合空空导弹在使用中的实际情况设计了包含不同应变幅值和加载频率的高周疲劳实验.实验在动态热机械分析仪上进行,温度保持为 -50°C ,加载频率设定为 50,100,150 Hz.为了考察低温下 HTPB 推进剂微小预变形对疲劳特性的影响,在动力循环加载前进行了准静态加载.疲劳实验后对试件实施单轴恒速拉伸,以获取疲劳后推进剂的力学参数.结果表明:在其他条件不变的情况下,疲劳应变幅值和加载频率越大,材料力学性能劣化程度越大,所累积的疲劳损伤量越大.初始阶段的准静态加载对推进剂疲劳特性起消极影响,低温高频下推进剂的疲劳损伤演化呈现出非线性,随着疲劳次数的增加,疲劳损伤增速由快变缓.

关 键 词: HTPB 推进剂; 低温; 高频率; 疲劳特性; 损伤

中图分类号: V512.3

文献标志码: A

Fatigue properties of HTPB propellant at low temperature

TONG Xin¹, WANG Yong-ping², XU Jin-sheng¹, ZHI Shi-jun³,
CHEN Xiong¹, ZHENG Ya¹

(1. School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. The 41st Institute, the Sixth Academy,

China Aerospace Science and Industry Corporation, Hohhot 010010, China;

3. China Airborne Missile Academy,

Aviation Industry Corporation of China, Luoyang Henan 471009, China)

Abstract: To obtain the fatigue properties of hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB) propellant at low temperature, high-cycle fatigue tests including variable strain amplitudes and frequencies were conducted by taking practical application of tactics missile into account. Test equipment was a dynamic mechanical analyzer and temperature was kept constant at -50°C , frequencies at 50, 100, 150 Hz. Before cyclic loading, quasi-static loading was carried out to investigate the effect of small pre-strain on fatigue properties of HTPB propellant at low temperature. Also, axial tensile tests at constant strain rates were made to acquire mechanical parameters after fatigue tests. The results indicate that with the increasing strain amplitude and loading frequencies, the mechanical properties degradation degree

收稿日期:2016-06-03

基金项目:国家自然科学基金(U1404106);江苏省自然科学基金(BK20140772);

中央高校基本科研业务费专项资金(30915011301)

作者简介:童心(1991—),男,博士生,主要从事固体火箭发动机装药结构完整性分析.

通讯作者:许进升(1985—),男,副教授,博士,主要从事固体火箭发动机装药结构完整性分析. E-mail: xujinsheng@njust.edu.cn

引用格式:童心,王永平,许进升,等. HTPB 推进剂的低温疲劳特性[J]. 航空动力学报,2017,32(5):1234-1240. TONG Xin, WANG Yongping, XU Jinsheng, et al. Fatigue properties of HTPB propellant at low temperature[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1234-1240.

and fatigue damage increase. Initial quasi-static loading has a negative effect on fatigue properties and fatigue damage evolution demonstrates the non-linear characteristics, while fatigue damage accumulation slows down along with the cyclic numbers.

Key words: HTPB propellant; low temperature; high frequency; fatigue properties; damage

固体火箭发动机的使用中可能会受到不同形式的交变载荷,如贮存过程中受到的自重蠕变载荷、温度变化引起的温度应力循环载荷、发动机点火过程中的冲击载荷、舰载火箭武器海浪摇摆环境下振动载荷、飞行加速度过程中弹体振动、运输过程中由于道路起伏不定引起的药柱振动载荷等.这些交变载荷短时间内不会对装药药柱造成宏观上的破坏,但长时间的循环作用会对推进剂力学性能造成不可逆转的影响,如药柱变形、破裂、颗粒与推进剂基体之间的“脱湿”,引起发动机工作时推进剂药柱燃面增大,燃烧室内压异常增高,使固体火箭发动机工作异常甚至引起爆裂.在固体火箭发动机装药疲劳寿命分析方面,国内主要关注舰船和储存环境分析,邢耀国等^[1]在实际观测的基础上通过数值仿真研究了舰载导弹固体火箭发动机的疲劳寿命.曲凯等^[2]进行了推进剂定应力往复拉伸实验,得到了推进剂材料的疲劳损伤特性,并结合有限元方法确定了舰船摇摆载荷下发动机装药危险部位.关于固体火箭发动机受随机振动及环境因素影响,高艳宾等^[3]分析了应变控制下 NEPE(高能硝酸酯增塑聚醚)推进剂的疲劳损伤,并利用考虑松弛过程的非线性损伤模型获取了疲劳损伤的演化规律.对于存在空中挂机振动问题的空空导弹而言,目前有关固体推进剂疲劳的文献中,低温疲劳数据较为少见,并且实验频率较低^[4],不能完全模拟实际应用中导弹发动机的使用状态.据报道,空空导弹在长途运输以及挂机飞行过程中的振动频率可高达几千赫兹^[5],其经历的温度范围跨度为 $-50\sim70\text{ }^{\circ}\text{C}$ ^[6].此外,由于加工、运输、勤务处理等,发动机装药可能会存在残余应变的情况,即推进剂药柱已经产生微小的变形,在此预应变基础之上的推进剂疲劳特性鲜见文献报道.

HTPB 推进剂目前应用广泛,具有能量高、力学性能优良、工艺成熟等优点,是一种发展前景广阔的复合推进剂^[7].引起推进剂疲劳损伤的原因有很多,要在疲劳实验中满足所有情况是不现实的,一般考虑的因素有:实验时的环境温度、加载频率、加载幅值等.本研究以低温环境中的

HTPB 推进剂为实验对象,将加载频率和加载幅值作为变量,进行了 HTPB 推进剂在高频低温下的疲劳实验;为分析疲劳损伤的演化,对疲劳后试件进行了单轴恒速拉伸实验.研究结果可为固体火箭发动机在交变载荷作用下的安全设计提供参考.

1 实 验

1.1 材 料

实验中使用的 HTPB 推进剂是三组元复合推进剂,各组元质量分数如下:铝粉(Al)为 17%,高氯酸铵(AP)为 70%,基体 HTPB 橡胶及其他组分为 13%.与复合改性双基(CMDB)等推进剂相比,HTPB 推进剂属软质推进剂,实验前应先将推进剂试件黏接在夹头上,再通过夹头与实验机夹具联接.试件的尺寸和与夹头的黏接方式见图 1.使用两液混合硬化胶将 HTPB 推进剂试样上下两端和铝制夹头黏接,试件制作完成后静置 30 min 使胶充分固化,然后放入 $70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 保温箱中保温 48 h,以避免试件在存储和制作过程中由于吸潮而产生力学性能变化.

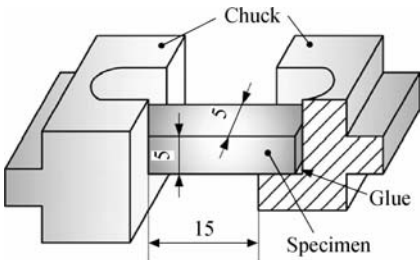


图 1 HTPB 推进剂试件(单位:mm)
Fig. 1 HTPB propellant sample (unit: mm)

1.2 疲劳和单轴恒速拉伸实验

疲劳和单轴恒速拉伸实验均在动态热机械分析仪(美国 BOSE 公司 ELF3200)上进行,实验系统由动态热机械分析仪主机、温控箱和液氮罐等组成,见图 2.该系统能实现精确的位移和力控制,可确保设定疲劳载荷的准确性和稳定性.动态热机械分析仪的工作频率范围为 $10^{-5}\sim200\text{ Hz}$,温度控制装置可实现的温度范围为 $-150\sim315\text{ }^{\circ}\text{C}$,精度可达到 $\pm1\text{ }^{\circ}\text{C}$.

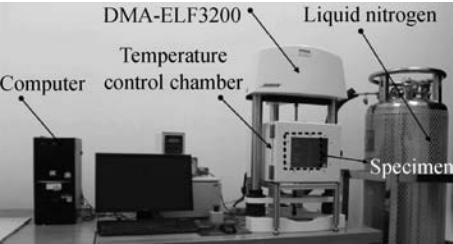


图 2 疲劳和单轴恒速拉伸实验装置
Fig. 2 Equipment for fatigue and axial tensile tests

疲劳实验采用应变控制模式,分两阶段加载. 为了控制推进剂在低温下的预应变,第 1 阶段为线性准静态加载阶段,采用恒速从应变零点加载至应变最小值,加载速率为 0.0075 mm/s(对应试件应变率 $\dot{\epsilon}=0.0005\text{ s}^{-1}$). 第 2 阶段为动力循环加载阶段,自应变最小值 $\epsilon_{\min}$ 开始施加循环载荷,加载波形选择为正弦波,加载频率 f 设定为 50, 100, 150 Hz,加载时间 $t=1, 2, 4\text{ h}$. 图 3 是加载示意图,其中 $\epsilon_{\max}$ (取 0.13, 0.14, 0.15), $\epsilon_{\min}$ (取 0.12) 分别为上限应变和下限应变,应变幅值 $\Delta\epsilon=\epsilon_{\max}-\epsilon_{\min}$,平均应变 $\epsilon_a=(\epsilon_{\max}+\epsilon_{\min})/2$; 加载周期 $T=1/f$. 完成疲劳测试后取下试件,待试件恢复零应力状态后对其进行单轴恒速拉伸实验,拉伸速率为 15 mm/s,对应的试件应变率 $\dot{\epsilon}=1\text{ s}^{-1}$. 以上实验环境温度均为 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$,每组条件下进行 3 次重复实验.

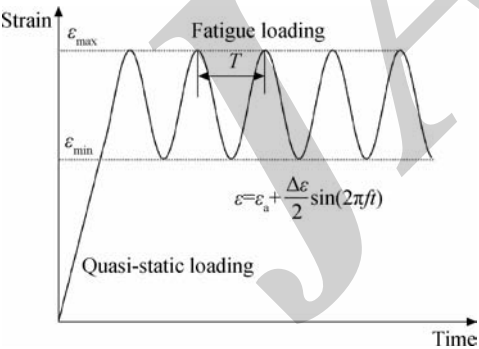


图 3 疲劳实验中的应变波形
Fig. 3 Waveform of strain during fatigue test

2 实验结果与讨论

2.1 疲劳应力-应变关系

由于 HTPB 推进剂是黏弹性材料,当承受周期性变化的正弦应力时,材料产生周期性正弦应变,但应变落后于应力,应力与应变之间有相位差,称为损耗因子(滞后角),因此应力-应变关系为图 4 所示的迟滞回线. 从图中可知,峰值应力随着疲劳次数(N)的增加而逐渐降低,反映出应变

控制疲劳实验过程中存在着应力松弛现象^[8],这也体现了推进剂的黏弹特性,表明推进剂的疲劳行为属循环软化^[9]. 图 5 对不同频率的峰值应力进行了对比,发现不同频率下的应力松弛现象是不同的,频率越低,观察时间延长,而延长(降低频率)与升高温度对链段运动的影响是等效的^[10],因此应力松弛会随着频率的减小而变缓.

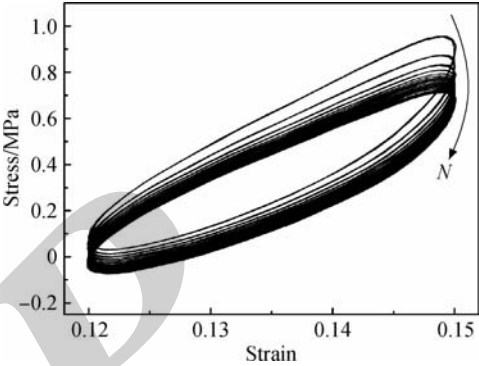


图 4 应力-应变滞回曲线($\Delta\epsilon=0.03, f=100\text{ Hz}$)
Fig. 4 Stress-strain hysteretic loops
($\Delta\epsilon=0.03, f=100\text{ Hz}$)

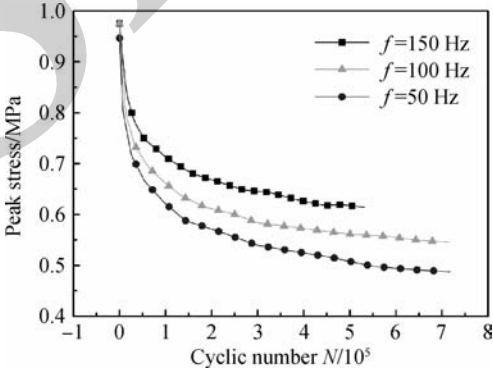


图 5 3 种频率下的应力松弛($\Delta\epsilon=0.03$)
Fig. 5 Stress relaxation curves at three frequencies
($\Delta\epsilon=0.03$)

2.2 动态模量的变化

疲劳损伤可定义为材料在交变载荷作用下其物理性能的减弱程度,通常表现为形成微观裂纹、微孔洞的形成、扩展或宏观力学性能的劣化. 一般认为,对于 HTPB 推进剂这种颗粒填充弹性体来说,其宏观力学性能和 HTPB 推进剂内部基体与填充颗粒界面之间的“脱湿”密切相关^[11]. “脱湿”产生后,颗粒失去了对推进剂基体的增强作用,当疲劳次数加大时,随着“脱湿”现象的增多,推进剂内部颗粒与基体之间的脱湿点不断张开闭合,导致缺陷不断拓展;同时推进剂基体出现微裂纹,到一定疲劳次数发展为宏观裂纹,此时材料已经发生破坏. 推进剂整体力学性能软化的具体表现为

动态模量 E 减小, E 的定义见图 6.

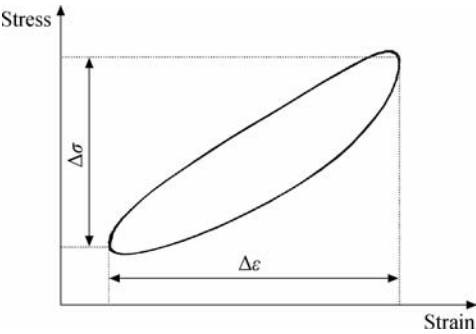


图 6 动态模量 E 的定义

Fig. 6 Definition of dynamic modulus E

动态模量的计算公式为

$$E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\epsilon} \tag{1}$$

式中 $\Delta\epsilon$ 为力-位移滞回曲线上应变幅值; $\Delta\sigma$ 为与应变范围对应的应力幅值. 考察推进剂不同疲劳次数下的动态模量可发现, 动态模量随着疲劳次数的增加而逐渐减小, 表现出循环软化的特点(图 7). 还可以发现, 动态模量随疲劳次数的下降呈现出强烈的非线性演化规律, 表明疲劳损伤在应变幅值、温度、频率等因素已知的实验条件下, 材料在不同疲劳周期内的损伤量是不同的.

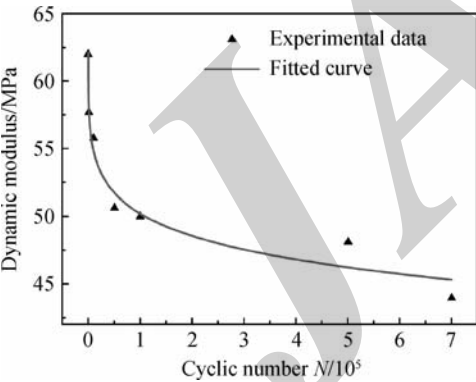


图 7 动态模量随疲劳次数的变化 ($\Delta\epsilon=0.01$, $f=50\text{ Hz}$)

Fig. 7 Variation of dynamic modulus with cyclic number ($\Delta\epsilon=0.01$, $f=50\text{ Hz}$)

2.3 疲劳后拉伸力学性能

文中第 2.2 节表明, 在疲劳过程中推进剂的力学性能会随着疲劳次数的增加而逐渐削弱, 因此可利用疲劳后的单轴恒速拉伸实验来对比材料疲劳前后宏观力学参数. 不同试件的疲劳寿命不同, 疲劳过程中的损伤可能存在差异, 图 8 给出了同种实验条件下 3 次拉伸实验(1, 2, 3)的应力-应变数据, 可见单轴恒速拉伸数据之间的散差较小.

图 9 是推进剂在 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下未疲劳与疲劳实验

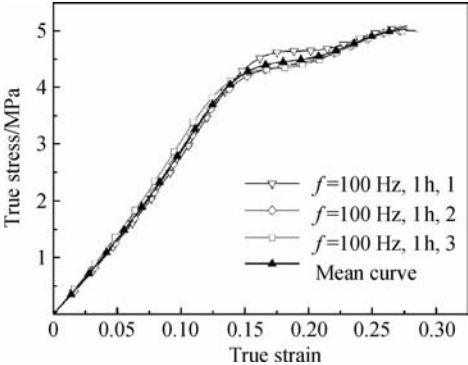
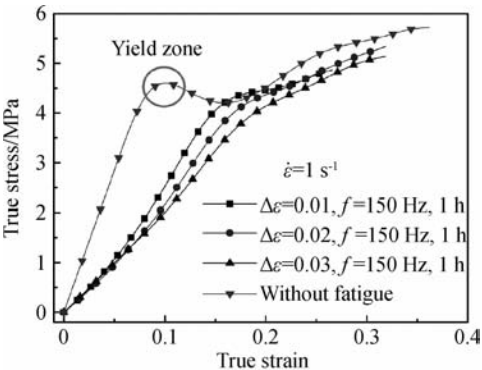


图 8 相同实验条件下 3 次拉伸实验后的应力-应变数据 ($\Delta\epsilon=0.01$, $\dot{\epsilon}=1\text{ s}^{-1}$)

Fig. 8 Stress-strain results of three tensile tests under the same condition ($\Delta\epsilon=0.01$, $\dot{\epsilon}=1\text{ s}^{-1}$)

后的单轴恒速拉伸应力-应变曲线, 从中可以明显发现, 疲劳实验后材料的初始模量、延伸率和流动应力均小于未疲劳试件, 存在着很大程度衰减, 并且疲劳次数越多, 衰减程度越剧烈. 疲劳损伤还与应变幅值相关, 如图 9(a) 所示, 应变幅值越大, 疲劳损伤累积量越大, 力学性能越弱. 由于初始准静态加载段时间持续较长, 此时试件内部已经出现微孔洞等损伤^[11], 为了考察准静态加载对疲劳过程中损伤演化的影响, 进行了直接疲劳实验及疲劳后单轴恒速拉伸实验, 后者的实验结果见图 9 (b). 准静态拉伸过程中推进剂内部损伤也在逐渐累积^[12], 对其后的疲劳加载有较大的影响, 经疲劳后的单轴恒速拉伸实验检验可知, 直接进行疲劳加载的试件应力-应变关系与未疲劳试件有相似之处, 比如都出现了明显的屈服现象, 只是后者的屈服点高于前者, 而且前者的初始动态模量高于后者, 表明其单向拉伸曲线的应力响应比无损试件小.

值得注意的是, 未疲劳试件的应力-应变曲线存在明显的屈服区, 而疲劳后试件的力学曲线却未观察到屈服现象, 这与材料在疲劳载荷下的能



(a) 频率相同, 应变不同

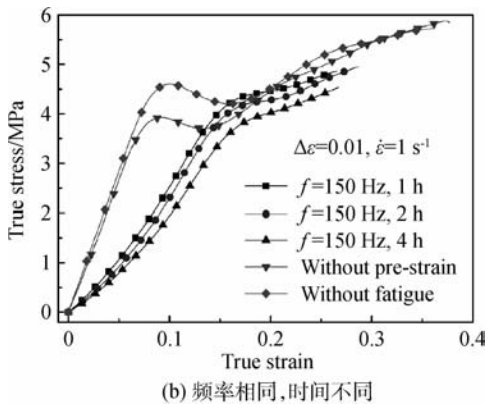


图 9 不同情形下的应力-应变曲线比较
Fig. 9 Comparison of stress-strain curves under the various conditions

量耗散有关^[13-14]. 对于推进剂这种黏弹性材料来说, 由于变形中非弹性(黏性、塑性等)因素的存在, 在交变载荷下部分功转化为热能(一般转化比例定义为 Taylor-Quinney 系数^[15-16]), 由于材料极低的导热系数, 使得热能无法在短时间内扩散到外界环境, 从而引起推进剂内外温度的快速上升, 利用高性能红外热像仪可观察到此现象^[17]. 由于推进剂的温度敏感性, 在温度上升后, 其力学响应会相应减弱^[18].

3 疲劳损伤的演化

按照损伤演化规律的不同, 疲劳损伤模型有线性损伤演化和非线性损伤演化之分. 所谓线性损伤演化, 指的是损伤与荷载重复作用次数呈线性关系, 否则称为非线性损伤演化. 疲劳损伤与蠕变损伤不同的是蠕变损伤是时间的函数, 而疲劳分析中通常关心的是疲劳寿命问题, 因此疲劳损伤问题中的损伤往往表示成荷载循环次数的函数^[19]. 考虑到推进剂的动态模量变化可以表征其疲劳累积损伤的程度, 因此采用动态模量作为推进剂的疲劳损伤参量. 疲劳损伤因子 D 定义如下:

$$D = 1 - \frac{E_i}{E_0} \tag{2}$$

式中 E_i 为材料疲劳 i 次时的动态模量, E_0 为未损伤材料的初始动态模量, 实验结果分析时取第 1 次荷载时的动态模量值. $0 \leq D \leq 1$, $D=0$ 时材料无疲劳损伤, $D=1$ 时材料破坏.

由于所选取的应变幅值较小, 推进剂尚处于黏弹性变形范围内, 属高周疲劳范畴. 即使在试件在频率 $f=150\text{ Hz}$ 下疲劳 4h, 推进剂的动态模量也未下降到 E_0 的 50%, 疲劳损伤因子也未超过 0.30, 因此可认为推进剂在实验条件下的疲劳极限大于

最大疲劳次数(2.16×10^6). 图 10 给出了不同实验条件下疲劳损伤因子随着疲劳次数的变化趋势, 在循环加载的初始段, 疲劳损伤发展较快, 而后减缓, 在同一频率下, 应变幅值越大其疲劳损伤越大.

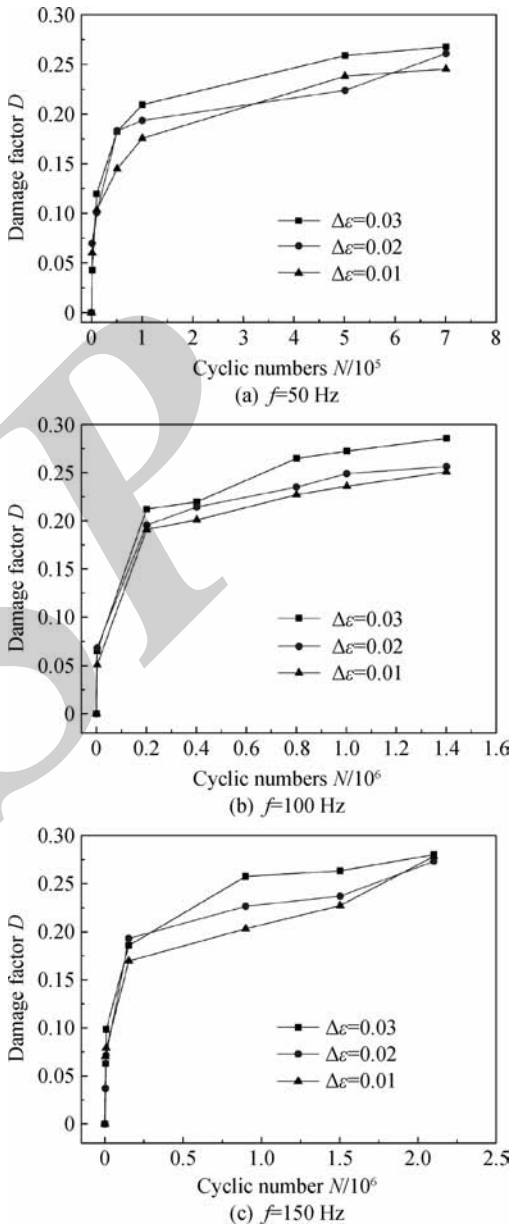


图 10 疲劳损伤因子随疲劳次数的变化
Fig. 10 Damage factor evolution as a function of cyclic number

关于频率对疲劳损伤的影响, 可结合图 11 进行分析. 频率越高, 推进剂往复加载的疲劳次数增加, 缺陷不断向内部拓展, 累积的损伤也随之增加. 同时, 频率的增大意味着变形速率的提高(频率为 50 Hz, 应变幅值为 0.03 时的最大应变率为 3 s^{-1} , 而频率增加 150 Hz 时变为 9 s^{-1}), 损伤的发展速率跟不上应变变化, 故疲劳损伤因子随频率增加而降低.

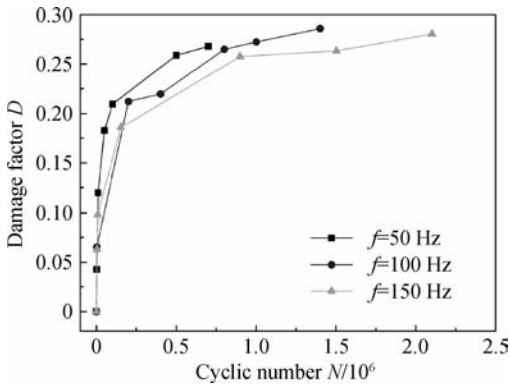


图 11 损伤因子随疲劳次数变化($\Delta\epsilon=0.01$)

Fig. 11 Damage factor evolution as a function of cyclic number ($\Delta\epsilon=0.01$)

4 结 论

1) 在其他条件(温度为 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、频率范围为 $50\sim150\text{ Hz}$)不变的情况下,荷载(疲劳应变幅值 $0.01\sim0.03$)越大,材料力学性能劣化程度越大,所累积的疲劳损伤量越大;在其他条件(温度为 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、疲劳应变幅值范围为 $0.01\sim0.03$)不变的情况下,频率越小,材料疲劳损伤演化越剧烈。

2) 初始阶段的准静态加载对推进剂疲劳特性起消极影响,若加载时不设置此阶段,推进剂疲劳后的力学性能有较大改善,推进剂贮存、运输时应避免发生微小预变形。

3) 低温高频下推进剂的疲劳特性主要表现在其疲劳损伤演化的非线性,随着疲劳次数的增加,疲劳损伤增速由快变缓。从微观层面上看,产生损伤的主要原因是推进剂基体与颗粒之间的“脱湿”。

4) 推进剂疲劳后其应力-应变特征与无损试件相差较大,且未出现屈服现象,这与疲劳过程中能量耗散引起的温度骤升有关,值得进行深入研究。

参考文献:

[1] 邢耀国,曲凯,许俊松,等.舰船摇摆条件下固体火箭发动机舰载寿命预估[J].推进技术,2011,32(1):32-35.
XING Yaoguo,QU Kai,XU Junsong,et al. Life prediction of shipborne solid rocket motor under the ship swing motion[J]. Journal of Propulsion Technology,2011,32(1): 32-35. (in Chinese)

[2] 曲凯,邢耀国,张旭东.摇摆载荷作用下舰载固体火箭发动机药柱疲劳损伤[J].航空动力学报,2011,26(11):2636-2640.
QU Kai,XING Yaoguo,ZHANG Xudong. Fatigue damage of ship borne solid rocket motor propellant under swing loading[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(11):

2636-2640. (in Chinese)

[3] 高艳宾,许进升,陈雄,等.应变控制下 NEPE 推进剂非线性疲劳损伤[J].航空动力学报,2015,30(6):1486-1491.
GAO Yanbin,XU Jinsheng,CHEN Xiong,et al. Nonlinear fatigue damage of nitrate ester plasticized polyether propellant for strain-control[J]. Journal of Aerospace Power, 2015,30(6):1486-1491. (in Chinese)

[4] 邓斌,董可海,谢燕.基于能量耗散的药柱粘弹性累积损伤[J].国防科技大学学报,2013,35(1):24-27.
DENG Bin,DONG Kehai,XIE Yan. Viscoelastic cumulative damage of solid propellant grain based on energy dissipation[J]. Journal of National University of Defense Technology,2013,35(1):24-27. (in Chinese)

[5] 高艳宾.NEPE 推进剂疲劳损伤特性研究[D].南京:南京理工大学,2015.
GAO Yanbin. Research on fatigue damage of NEPE propellant[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology,2015. (in Chinese)

[6] 张艳辉,史明丽.空空导弹工作温度分析[J].装备环境工程,2015,12(2):99-103.
ZHANG Yanhui,SHI Mingli. Analysis on operating temperature for air-to-air missiles[J]. Equipment Environmental Engineering,2015,12(2):99-103. (in Chinese)

[7] DeLuca L T,Galfetti L,Maggi F,et al. Characterization of HTPB-based solid fuel formulations: performance, mechanical properties, and pollution[J]. Acta Astronautica, 2013, 92 (2):150-162.

[8] 吴旷怀,杨国良,张肖宁.考虑松弛的沥青混合料疲劳损伤累计模型研究[J].深圳大学学报(理工版),2008,25(4): 345-350.
WU Kuanghuai,YANG Guoliang,ZHANG Xiaoning. A fatigue damage model of asphalt mixture considering stress relaxation[J]. Journal of Shenzhen University (Science and Technology),2008,25(4):345-350. (in Chinese)

[9] Fekete B. New energy-based low cycle fatigue model for reactor steels[J]. Materials and Design,2015,79:42-52.

[10] 高艳宾,陈雄,许进升,等. NEPE 推进剂动态力学特性分析[J].推进技术,2015,36(9):1410-1415.
GAO Yanbin,CHEN Xiong,XU Jinsheng,et al. Dynamic mechanical properties analysis of NEPE propellant[J]. Journal of Propulsion Technology,2015,36(9):1410-1415. (in Chinese)

[11] 常武军,鞠玉涛,王蓬勃. HTPB 推进剂脱湿与力学性能的相关性研究[J].兵工学报,2012,33(3):261-266.
CHANG Wujun,JÜ Yutao,WANG Pengbo. Research on correlation between dewetting and mechanical property of HTPB propellant[J]. Acta Armamentarii,2012,33(3): 261-266. (in Chinese)

[12] 孟红磊,赵秀超,鞠玉涛,等.基于累积损伤的双基推进剂强度准则及实验[J].推进技术,2011,32(1):109-112.
MENG Honglei,ZHAO Xiuchao,JÜ Yutao,et al. Strength criterion based on accumulative damage for double-base propellant and experiment[J]. Journal of Propulsion Tech-

nology,2011,32(1):109-112. (in Chinese)

[13] Guo S,Zhou Y,Zhang H,et al. Thermographic analysis of the fatigue heating process for AZ31B magnesium alloy [J]. Materials and Design,2015,65:1172-1180.

[14] 王玉峰,李高春,刘著卿,等. 应变率和加载方式对 HTPB 推进剂力学性能及耗散特性的影响[J]. 含能材料,2010,18(4):377-382.

WANG Yufeng,LI Gaochun,LIU Zhuqing,et al. Effect of strain rate and loading on mechanical properties and dissipated energy for HTPB propellant[J]. Chinese Journal of Energetic Materials,2010,18(4):377-382. (in Chinese)

[15] Taylor G I,Quinney H. The latent energy remaining in a metal after cold working[J]. Proceedings of the Royal Society of London;Series A,1934,143(849):307-326.

[16] Knysh P,Korkolis Y P. Determination of the fraction of plastic work converted into heat in metals[J]. Mechanics of Materials,2015,86:71-80.

[17] TONG Xin,CHEN Xiong,XU Jinsheng,et al. Excitation of thermal dissipation of solid propellants during the fatigue process[J]. Materials and Design,2017,128:47-55.

[18] 许进升. 复合推进剂热粘弹性本构模型实验及数值仿真研究[D]. 南京:南京理工大学,2013.

XU Jinsheng. Experimental and numerical research on thermo-viscoelastic constitutive model of composite propellant[D]. Nanjing:Nanjing University of Science and Technology,2015. (in Chinese)

[19] Liu R,Zhang Z J,Zhang P,et al. Extremely-low-cycle fatigue behaviors of Cu and Cu -Al alloys; damage mechanisms and life prediction [J]. Acta Materialia, 2015, 83: 341-356.

(编辑:陈 越)