

文章编号:1000-8055(2013)04-0930-05

长期贮存固体火箭发动机安全性评估

沈 伟¹, 王 文², 张 军³, 黄卫东¹

- (1. 海军航空工程学院 飞行器工程系, 山东 烟台 264001;
2. 海军航空工程学院 基础实验部, 山东 烟台 264001;
3. 海军航空工程学院 基础部, 山东 烟台 264001)

摘 要: 为评估长期贮存后固体火箭发动机安全性的变化,对贮存时间为 18 年的某型固体火箭发动机进行了解剖、测试并比较了经过长期贮存后发动机药柱的力学性能和各种感度,而后进行了长期贮存后推进剂和发动机试件的枪击试验,各种试验项目中均利用贮存期为 4 年的推进剂方坯进行对比。结果表明:长期贮存后推进剂热安全特性变化不明显,但撞击感度和摩擦感度明显增加并且在枪弹高速冲击下破碎严重,长期贮存后发动机在模拟枪击试验中表现出爆炸倾向,使用安全性大大降低。

关 键 词: 固体火箭发动机; 易损性; 感度; 枪击试验; 爆炸

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Safety evaluation for long stored SRM

SHEN Wei¹, WANG Wen², ZHANG Jun³, HUANG Wei-dong¹

- (1. Department of Aircraft Engineering,
Navy Aeronautical Engineering Institute, Yantai, Shandong 264001, China;
2. Department of Basic Experiment,
Navy Aeronautical Engineering Institute, Yantai, Shandong 264001, China;
3. Department of Basic Science,
Navy Aeronautical Engineering Institute, Yantai, Shandong 264001, China)

Abstract: The safety of a long stored solid rocket motor was evaluated. The solid rocket motor (SRM) stored 18 years was disassembled. The safety of the long stored SRM was evaluated experimentally. Firstly, the mechanical properties and the sensitivity of the propellant were measured, and the popping experiment of the propellant and grain was carried out. The propellant stored 4 years was adopted as comparative sample. This shows that the mechanical sensitivity of the propellant was increased. The aged propellant is broken up badly in popping experiment. The SRM stored 18 years has a tendency to explosion under the popping condition. The vulnerability of the SRM stored 18 years has a remarkable change.

Key words: solid rocket motor (SRM); vulnerability; sensitivity;
popping experiment; explosion

固体火箭发动机的安全性是使用过程中最为关心的特性之一,常以其对外界危险激励的敏感程度和发生事故的形式(属于燃烧还是爆炸)进行

衡量,以上两种特性即所谓固体火箭发动机的易损性。由于推进剂是固体火箭发动机主要的敏感物质,也是发动机发生事故时产生破坏的主要能

收稿日期:2012-05-03

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.930_029.html

作者简介:沈伟(1975—),男,四川乐山人,副教授,博士,主要从事发动机使用性能和寿命评估研究。

源,因此推进剂安全性能是发动机安全特性的关键因素^[1-7]。国内在发动机易损性方面也进行了一些相关的研究^[8-15],并对起爆机理、推进剂、壳体材料以及尺度等因素进行了分析,结果表明推进剂的力学性能、壳体材料类型对发动机的易损性均有影响。

近年来,国内的固体火箭发动机定寿、延寿工作越来越多地以综合使用性能评估发动机寿命^[1,12],长期贮存过程中推进剂的力学性能、燃烧特性乃至感度特性均有一定的变化,但是这些变化对整个发动机安全性有何影响,贮存后发动机的易损性如何变化等还未展开深入研究。

本文主要通过发动机解剖,推进剂力学性能、安全特性的测试试验和发动机模拟枪击试验评估长期贮存后发动机安全特性的变化。推进剂和枪击试件主要来自于自然贮存 18 年的某型固体火箭发动机,同时以贮存 4 年的推进剂方坯以及方坯制备的组合试件作为参照。通过以上试验测试推进剂试件、发动机模拟试件对典型激励的敏感程度,观测可能发生事故的形式,综合评估发动机易损性及其变化。

1 推进剂安全性能测试

某型导弹固体火箭发动机为典型的钢质壳体、星孔装药发动机,采用高燃速的 HTPB/AP/Al(端羟基聚丁二烯/高氯酸铵/铝)复合推进剂。本文对贮存期为 18 年的该型发动机进行了解剖,发动机及其解剖所得的推进剂、衬层、壳体组合件观测表明:发动机经过长期贮存后药柱无明显变色、变形,推进剂表面无宏观裂纹,各黏结界面无明显脱黏。本文首先进行长期贮存发动机中推进剂力学性能试验和感度测试。为了便于比较,测试试验以贮存 4 年的推进剂方坯进行对比。

1.1 推进剂力学性能测试

对解剖获得的推进剂进行了单向拉伸力学性能测试和松弛模量测量。表 1 中给出了不同年份推进剂的单向拉伸力学性能。结合测得的推进剂模量可见经长期贮存后推进剂力学性能最显著的变化为强度增加但延伸率大大降低,推进剂整体变硬变脆,这种变化与黏合剂体系的老化、颗粒黏结界面性能降低有直接关系。通常推进剂的黏合剂体系起到吸收外来冲击能量的柔性骨架作用,推进剂硬化意味着这种吸收撞击机械能力降低、柔韧性变差。力学性能变化的影响将在摩擦、冲击感度试验中将有所体现。

表 1 不同年份推进剂力学性能
Table 1 Mechanical properties of the propellants

贮存时间/年	4	18
抗拉强度 σ_m /MPa	0.61	0.93
最大延伸率 ϵ_m	0.532	0.187

自然贮存 4 年方坯松弛模量为

$$E(t) = 1.066 + 1.195e^{-0.25t} + 0.843e^{-0.025t} + 0.512e^{-0.0025t} + 0.390e^{-0.00025t}$$

贮存 18 年药柱松弛模量为

$$E(t) = 2.917 + 2.612e^{-0.25t} + 2.188e^{-0.025t} + 0.802e^{-0.0025t} + 0.775e^{-0.00025t}$$

1.2 推进剂感度测试

1.2.1 热感度

本文以典型的差热-差重联合分析仪测试不同年份推进剂样品的热感度,测试条件:标准大气压、大气组分条件;升温速率为 5℃/min。图 1 中

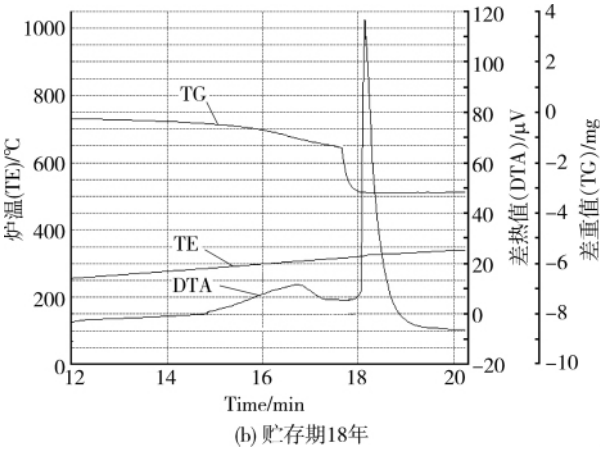
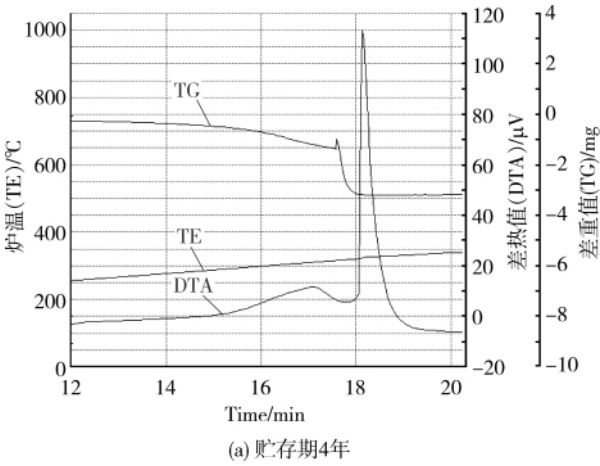


图 1 不同年份推进剂样品的热分析结果
Fig. 1 Thermal decomposition properties of the propellants

TE(thermal environment)为热感度测试时仪器的加热炉温度,DTA(differential thermal analysis)为测得的差热数据,TG(thermo gravimetry)为差重数据,图中分别给出了不同年份推进剂样品的热分析结果.从差热线和差重线可见,由于贮存年份不同,推进剂热分解和失重过程略有差异,但是最终的热感度差异并不明显.两种推进剂的热爆发温度均在 325°C 左右,即贮存不同年份的推进剂热感度基本相同.

1.2.2 摩擦感度和冲击感度

以摆式摩擦感度仪和落锤式冲击感度仪测试不同年份的推进剂试样的机械感度.其中摩擦感度测试条件:试样初始预压为 4.9MPa ,摆角为 90° ;冲击感度测试条件:锤的质量为 10kg ,落高为 25cm ,试验样品数25个.试验结果见表2,可见随贮存时间的增加,推进剂机械感度均有所增加,尤其是冲击感度最为明显.对比力学性能变化可知,推进剂机械感度增加和推进剂变硬、黏合剂基体柔韧性降低的趋势直接相关,这也会直接影响发动机整体易损特性.

表2 不同年份推进剂感度
Table 2 Sensitivity of the propellants

贮存时间/年	4	18
摩擦感度/%	76	80
冲击感度/%	76	92

1.2.3 枪击感度

本文对不同年份推进剂试样进行枪击试验,主要试验条件如下:

1) 枪械口径为 7.62mm ,全金属被甲钢心弹丸质量为 7.9g ,初速度为 720m/s .

2) 枪击试验在室外靶场进行,环境温度为 10°C ,试件距离枪口距离为 10m .

由于采用开放空间中推进剂试件进行枪击试验,试样破碎、燃烧的情况可以直接观测,但压力波的有无和强弱难于测量,试样是否存在爆炸仅凭声响判断是不准确的,因此采用如图2所示的铁皮箱作为见证板.

在本文给定的试验条件下,不同年份的推进剂试验件均未出现明显的发烟、燃烧或者爆炸现象.但不同年份的推进剂试件受到高速冲击时破损的程度不同.图3给出了贮存4年后推进剂方坯经过枪击试验后推进剂破坏的情况.为便于观察,图中推进剂试件已经进行了切片,从右至左依次为枪弹

的入口、推进剂中间层、枪弹的出口.图中推进剂整体表现出相当好的韧性,推进剂试件的完整性保持较好,切片过程中未出现弹孔周围的完全破碎.

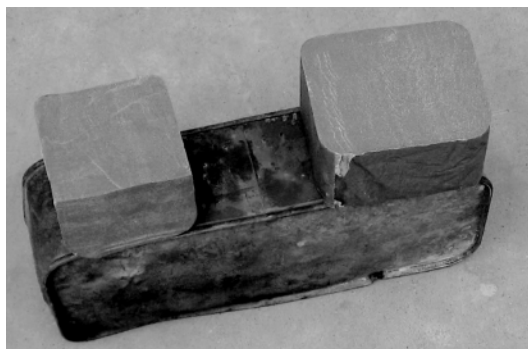


图2 枪击试验推进剂试件

Fig. 2 Propellant in popping experiment

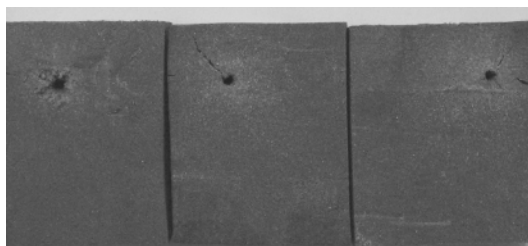


图3 试验后的推进剂剖面图

Fig. 3 Propellant after popping

图4给出了贮存18年后药柱枪击试验后的照片,从右至左依次为枪弹的入口、枪弹的出口.可见推进剂在枪弹撞击下出现大量裂纹、出入口破碎严重,推进剂老化造成推进剂基体消耗撞击机械能的能力大大下降,推进剂裂纹体现出脆性断裂的特征.该试件在随后的切片中完全解体,药柱试样在枪击过程中的完整性已经严重破坏.



图4 推进剂药柱枪击试验件

Fig. 4 Grain after popping

2 发动机模拟枪击试验

2.1 试验条件

由于该发动机属多发集中装载使用,外界高

速弹丸、破片是该发动机使用过程中容易遇到的危险激励。经验表明除特别软的推进剂外,枪击试验能较好地表征固体火箭发动机的安全性^[7,9],因此本文采用模拟枪击试验进一步评估发动机整体易损性随贮存时间的变化。

本文以贮存18年后发动机解剖的试样块进行模拟枪击试验,试样尺度保持发动机药柱尺度。经解剖切割后保留发动机药柱的基本构型,壳体/衬层/推进剂组合试件如图5所示。试验同样采用如图1所示的铁皮箱作为见证板,与枪击真实发动机类似,枪弹一次射穿两个试件,依次撞击壳体→衬层→推进剂→推进剂→衬层→壳体。



图5 贮存18年的发动机壳体/衬层/推进剂组合件

Fig. 5 Sample from solid rocket motor stored 18 years

作为参比试件的壳体/衬层/推进剂组合试件由贮存4年的推进剂、金属壳体、衬层材料经黏结而成,试件尺寸与原发动机药柱尺寸一致,如图6所示。

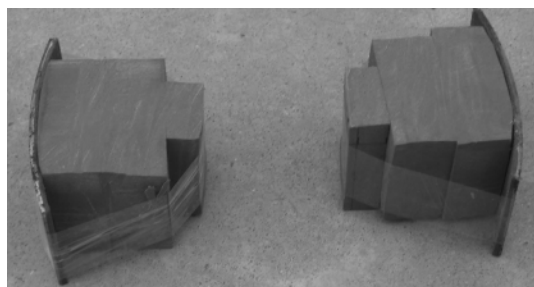


图6 贮存4年的推进剂/体/衬层/推进剂组合件

Fig. 6 Sample prepared using propellant stored 4 years

2.2 模拟发动机的试验结果

由于有发动机钢壳体的存在,推进剂极易被壳体-枪弹间高速撞击形成的高温和各种飞溅

物点燃,而枪弹的破碎、失稳等也容易使推进剂大量破碎。因此以壳体/衬层/推进剂组合试件模拟发动机进行枪击试验的结果和推进剂试件进行试验的结果不同,无论是贮存4年的方坯制备的模拟试件还是贮存18年发动机的试验件在试验中均出现了试件飞散出大量推进剂碎块,碎块剧烈燃烧的试验现象,这说明药柱的完整性遭到了严重的破坏并发生剧烈反应。

贮存4年的方坯制备的模拟试件在试验中没有出现明显的爆炸声,作为见证板的铁皮箱回收后完好;由于推进剂力学性能和感度变化明显,贮存18年的发动机模拟试件在枪击试验中发出了一定强度的爆炸声,形成的推进剂碎块仍有剧烈燃烧过程,说明试件并未被诱导至完全发生爆轰。但是回收铁皮箱后发现原放置组合试件的相应位置出现了压力波形成的大洞,如图7所示,可见长期贮存发动机的枪击试件爆炸倾向十分明显。



图7 发动机模拟试验中破坏的铁箱

Fig. 7 Destroyed box in popping experiment

3 安全性综合评估

推进剂的感度测试结果表明尽管长期贮存发动机中推进剂的热感度变化不明显,但是推进剂在贮存过程中变硬、变脆,其受到的摩擦、撞击等机械激励不易被黏性基体吸收、耗散,直接造成了老化推进剂对各种机械危险激励的响应变得敏感。

对于本文研究的长期贮存发动机,由于推进剂力学性能和机械感度随贮存时间发生明显变化,在发动机受到高速外来物撞击时,一方面推进剂机械感度增加,推进剂容易被撞击过程中的冲击、摩擦、热等激励引燃、引爆,另一方面推进剂极易破碎,形成大量的裂纹和燃面,促成推进剂的燃烧过程产生强压力波,因此其燃烧后具有爆炸倾向,使发动机一旦发生事故造成的毁伤程度大大增加。

从以上试验和分析表明:长期贮存后的发动

机易损性变化明显,安全性大大降低,这也说明发动机安全使用特性同样是发动机延寿、性能评估中需要引起足够重视的特性。

4 结 论

本文通过推进剂安全性能参数测试和模拟发动机的枪击试验评估了长期贮存固体火箭发动机的安全特性,得到如下结论:

1) 贮存过程中推进剂力学性能的变化和推进剂的机械感度有较强烈的相关性。

2) 本文所研究的推进剂长期贮存后热感度变化不明显,但推进剂对各种机械激励变得更为敏感。

3) 长期贮存后的该型固体火箭发动机易损性变化明显,安全性大大降低,因此安全性也应该是发动机延寿过程中应考虑的重要问题。

参考文献:

- [1] 邢耀国. 固体火箭发动机使用工程[M]. 北京:国防工业出版社,2010.
- [2] Barrington L M. Full cale insensitive munitions testing of the RAN 5-in/54 cartridge[R]. AD -A293935/3/HDM,1995.
- [3] Schonberg W P. Energy partitioning in high speed impact of analog solid rocket motors[R]. AD -A278771/1/HDM,1993.
- [4] Liu C T. Cumulative damage and crack growth in solid propellant[R]. AD-A323 684,1997.
- [5] Edwards J, Eybl C, Johnson B. Correlation between sensitivity and approximation heats of detonation of several nitroamines using quantum mechanical methods[J]. International Journal of Quantum Chemistry,2004,100(5):713-719.
- [6] Kimura E. Sensitivities of azide polymer propellants in fast cook-off, card GAP and bullet impact tests[J]. Journal of Energetic Material,1997,15(2/3):163-178.
- [7] 张泰华,白以龙,王世英,等. 冲击破碎高能推进剂的燃烧异常[J]. 试验力学,2000,15(3):317-323.
ZHANG Taihua, BAI Yilong, WANG Shiyong, et al. Shock induced damage in high energy propellants and its effect on combustion[J]. Journal of experimental mechanics,2000,15(3):317-323. (in Chinese)
- [8] 代晓淦,申春迎,吕子剑,等. 枪击试验中不同尺寸 PBX-2 炸药响应规律研究[J]. 含能材料,2008,16(4):19-22.
DAI Xiaogan, SHEN Chunying, LÜ Zijian, et al. Reaction properties for different size PBX-2 explosive in bullet impact test[J]. Chinese Journal of Energetic Materials,2008,16(4):19-22. (in Chinese)
- [9] 李小柱,裴养卫. 固体火箭发动机枪击低易损性试验研究[J]. 弹箭与制导学报,2000,21(2):39-42.
LI Xiaozhu, PEI Yangwei. Low vulnerability experimental study of solid rocket engine under popping condition[J]. Control and Guide of Missilery,2000,21(2):39-42. (in Chinese)
- [10] 李军,赵孝彬,王晨雪,等. 固体推进剂综合感度模糊评价法[J]. 固体火箭技术,2007,30(4):324-327.
LI Jun, ZHAO Xiaobin, WANG Chenxue, et al. Fuzzy evaluation method for synthesis sensitivity of solid propellant[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2007,30(4):324-327. (in Chinese)
- [11] 张小平,李军,赵孝彬,等. 固体推进剂危险源的定量评估方法[J]. 火炸药学报,2007,30(3):42-44.
ZHANG Xiaoping, LI Jun, ZHAO Xiaobin, et al. Hazard source evaluation method of solid propellants[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants,2007,30(3):42-44. (in Chinese)
- [12] 邢耀国,金广文,许学春,等. 某型固体火箭发动机综合性能试验与寿命评估[J]. 推进技术,2004,25(2):21-28.
XING Yaoguo, JIN Guangwen, XU Xuechun, et al. Comprehensive property tests and service life evaluation for solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion Technology,2004,25(2):21-28. (in Chinese)
- [13] 施冬梅,杜仕国,邓辉. 火箭弹复合固体推进剂贮存安全性研究[J]. 火炸药学报,2002,22(1):22-24.
SHI Dongmei, DU Shiguo, DENG Hui. Advance of study life for rocket composite solid propellant[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants,2002,22(1):22-24. (in Chinese)
- [14] 胡庆贤,花成. 钝感炸药在机械撞击下爆炸危险性评价[J]. 火炸药学报,1997,17(2):7-10.
HU Qingxian, HUA Cheng. Evaluation of the hazard of the insensitive high explosives under mechanical impact[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants,1997,17(2):7-10. (in Chinese)
- [15] 赵孝彬,张小平,侯林法. GAP/AN 推进剂安全性能研究[J]. 推进技术,1999,20(4):89-91.
ZHAO Xiaobin, ZHANG Xiaoping, HOU Linfa. Study on safety prperty of GAP/AN propellant[J]. Journal of Propulsion Technology,1999,20(4):89-91. (in Chinese)