

固体火箭发动机推进剂贮存寿命 预估技术研究进展

徐雪涛, 丁玉奎, 李天鹏, 尚春明

(陆军工程大学石家庄校区, 石家庄 050003)

摘要:阐述了近年来国内外固体火箭发动机推进剂贮存寿命预估研究领域的一些进展,介绍了几种寿命预估方法以及推进剂药柱状态的监测手段,并结合当前研究动态和相关技术的发展,对这一研究领域的未来进行了展望。

关键词:固体火箭发动机;推进剂;贮存寿命;预测

本文引用格式:徐雪涛,丁玉奎,李天鹏,等. 固体火箭发动机推进剂贮存寿命预估技术研究进展[J]. 兵器装备工程学报,2019,40(4):137-140.

Citation format:XU Xuetao, DING Yukui, LI Tianpeng, et al. Research Progress on Technology of Estimating the Storage Life of Solid Rocket Motor Propellant[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(4): 137-140.

中图分类号:TJ04

文献标识码:A

文章编号:2096-2304(2019)04-0137-04

Research Progress on Technology of Estimating the Storage Life of Solid Rocket Motor Propellant

XU Xuetao, DING Yukui, LI Tianpeng, SHANG Chunming

(Shijiazhuang Campus, Army Engineering University, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: The advances in the research on the prediction of the storage life of solid rocket motor propellant at home and abroad in recent years were introduced. The methods of prediction of the storage life of solid rocket motor propellant and the monitoring methods of the propellant grain state were introduced. The future development of this research field was prospected in combination with the current research trends and the development of related technologies.

Key words: solid rocket motor; propellant; storage life; prediction

固体火箭的高价值性与危险性并存,使得其寿命预估有了特殊的含义。一方面,过短的寿命预估可能造成大量未达到报废状态的固体火箭被销毁,造成严重的经济损失;另一方面,虽然延长预计寿命可以避免不必要的损失,但如果固体火箭发动机出现故障并投入使用,则有可能导致火箭发射失败,甚至造成重大事故,危及人员和财产安全。因此,预测固体火箭发动机的使用寿命,成为了当前有关固体火箭研究领域重要的方向之一^[1]。

固体火箭发动机一般由壳体、固体推进剂、喷嘴组件和点火装置组成^[2]。研究表明,其中壳体的寿命一般远远大于

推进剂的寿命,其他火箭零部件大多可以被替换,所以易受环境影响且难以替换的固体推进剂成为了影响发动机寿命的主要因素^[3-6]。

1 推进剂药柱失效分类

发动机长时间贮存后必定失效,从发动机生产出厂到其失效的时间间隔,一般称其为使用寿命。发动机推进剂失效的原因有两个^[7]:

一是药柱缺陷导致总体结构损坏,从而影响火箭内弹道

特性。药柱缺陷也可分为两类,一类是在燃气压力或其他载荷作用下,孔穴产生的应变超过推进剂的最大伸长率,形成裂纹;另一类则是粘接面失效导致的壳体、衬层和药柱间的脱粘^[8]。

二是药柱老化,理化性能发生改变,无法达到设计性能,甚至完全失灵。对于这种失效来说,尽管化学稳定性对药柱来说非常重要,但这种在固体火箭发动机设计制造时,就必须解决问题显然不会对寿命造成影响^[9]。化学性能的下降造成的内弹道特性的变化和力学性能的变化则不一样,他们更容易在化学稳定性变化之前就影响火箭发动机的寿命^[10]。

2 推进剂药柱寿命预估试验方法分析

预估火箭推进剂药柱寿命对军队、工厂和科研设计院所都十分重要^[11]。但由于固体火箭发动机药柱的储存环境的不确定性,很难准确地确定固体火箭发动机药柱的寿命。研究人员只能使预估寿命尽可能接近实际寿命,并由此发展出多种预估寿命试验方法。

2.1 加速老化法

设计人员通常采用加速老化方法来预测推进剂的使用寿命,这可以节约大量时间。外部温度是影响药柱分解老化的重要因素之一,一般情况下,温度每升高 10 ℃,推进剂的老化速度增加 2~4 倍^[12]。因此,根据温度与推进剂失效时间的关系,可以推断出常温贮存推进剂的使用寿命。

我国从 20 世纪 80 年代就开始采用加速老化试验,但这些实验采用的高温测试环境与自然贮存温度无法相互转换,所取得的预估寿命难以令人信服。所以加速老化法必须结合自然储存条件下的试验来进行对比^[13],然而,由于自然试验时间长,许多加速老化试验的结果还没有得到验证^[14]。另外加速老化的环境条件也不同于实际储存环境,一些化学反应在高温下反应强烈,在低温下反应很慢,因此用此方法预测的结果受到怀疑,目前只作为预测发动机寿命的辅助方法^[15]。

2.2 老化监测法

美军曾对其民兵系列固体火箭发动机实施过全面老化和监测计划(A&S)^[16],分别对全尺寸发动机、缩比发动机和部件(含推进剂方皮和药块),以及服役发动机进行监测。在贮存期间定期对推进剂方皮或药块取样测试(力学和弹性性能),以便提前做出预报,同时定期对缩比和全尺寸发动进行结构完整性检查和试车,并定期解剖全尺寸发动机,测试药柱的力学和弹道性能,通过一系列试验得到药柱储存特性,明确其失效分类,从而预估寿命并采取延寿措施。

这种监测计划有以下不足:(1)试验采用的破坏模式不确信,(2)实际的破坏极限不明确,(3)无法确定推进剂的性质,(4)试验假设变化速率恒定不变,且只能进行 2 年的短时

预报。

2.3 长期使用寿命分析法

由于长期监测计划提到的四个缺点,并且重新制造符合要求的发动机需要有 4 年的生产周期,显然 2 年的预报期不符合要求。因此为了提前 4 年作出寿命预估,美军在加速老化实验的基础上发展了长期使用寿命分析计划^[17-18]。

长期使用寿命分析计划的基本假设是:(1)可以通过将一组描述发动机的几何、材料特性以及内部和外部环境的参数输入计算机,从而对破坏模式的性质进行建模;(2)可用预测破坏条件的模型来进行验证,而后观察在该破坏条件下发动机的损坏状况。

多年来,该方法因其预估寿命可靠而得到了广泛的应用^[19]。但它仍存在不足:对单一型号进行的试验的预测数据不具有普遍性。此外,最终的比较标准仍然是全尺寸发动机的自然储存性能数据,因此需要长时间的数据采集,消耗大量人力物力。

2.4 模型法

从发动机贮存寿命来看,造成失效的损坏是长期缓慢逐步累积的,其性能下降的具体程度受其储存环境影响,所以准确预估发动机寿命就要正确把握环境因素带来的影响,对其进行量化定性^[20-21],这是利用模型法准确预估发动机寿命的重要前提。

模型法最大的优点是其试验成本极小,且在建立模型后就可马上得到试验结果。但其预估的寿命准确性很大程度上取决于模型是否精确完备,早期有过:外部温度模型、损伤模型、马尔科夫状态模型等^[22]。近年来,越来越多的关于推进剂药柱寿命预估的文献采用了模型法、或模型法与试验相结合的办法,从中可以看出,使用的模型不断完善,且计算精度能够通过试验验证。

3 推进剂药柱状态监测手段

3.1 无损监测

固体发动机由于其高经济价值和不可重复使用性,一般使用无损检测来进行测试。固体火箭发动机无损检测能够发现推进剂药柱中存在的气孔、裂纹等微小缺陷或损伤,能够用于推进剂药柱测试的无损检测法一般有声全息、高能射线探伤、工业 CT 检测等。

1) 声全息。声全息在获得这些材料中物体形状和结构的可见图像方面具有独特优势,因为声波可以通过不透明的材料。但美国在 1976 年曾使用该方法探测“民兵”导弹药柱中的多层脱粘和老化裂纹,结果表明,该方法对发动机两端的脱粘和药柱裂纹探测效果不佳。

2) 高能射线探伤。实践证明,对于大型固体火箭发动机,只有用电子直线加速器作为高能射线源才能解决其探伤问题^[23],这是因为电子直线加速器具有高能级的特点。目

前,固体发动机无损检测的能量范围为4~15 MeV,最高可达60兆电子伏特。其对焦直径约1~2 mm,操作方便,使用可靠,维护成本低,无噪音。1978年,美国洛克希德公司首次使用直线加速器对直径1 600 mm的固体发动机进行了无损检测,可以探到药柱内宽度0.25~0.71 mm的裂纹,反差灵敏度小于1%^[24]。

3) 工业CT检测。无论使用哪种辐射源,物体的不同深度和部位(包括各种缺陷)都重叠在薄膜或荧光屏上,因此很难识别损伤,但工业CT系统能够解决这些问题。该设备从多个角度收集射线衰减数据,该射线经不同角度横穿发动机发生衰减,所以收集的数据经过计算机操作,可以得到截面内部结构清晰直观的图像。工业CT监测具有许多优点,例如其能够得到比高能射线探伤分辨率更高的图像,耗时更少,但它仍存在一定的局限性。系统复杂,硬件需要高精度的扫描仪,软件需要图像重建技术,试验时间长,成本高,使用维护困难,不能用于发射场检测等都是限制其对药柱进行检查的原因。

3.2 传感器监测

声全息、高能射线探伤、工业CT检测都可以确定推进剂药柱是否存在缺陷,但它并不能给出关于特定推进剂药柱开裂倾向的信息。所以可以通过建立老化模型,匹配推进剂中的失效力与药柱中最大应力的接近程度来预测推进剂的材料特性。当前,使用嵌入式传感器监测药柱的应力值,从而推出药柱的贮存寿命,是研究人员正在尝试的一种新方法。这种方法能够对固体火箭发动机的结构健康状态进行全寿命周期的连续监测,弥补了传统检测和预测方法的许多缺陷。

目前,应用于固体火箭发动机的内嵌式传感器主要有两种,分别是应力传感器和应变传感器^[25]。20世纪90年代,研究人员为了测量发动机在温度载荷作用下产生的应力,将微应力传感器粘接在发动机壳体和衬套之间的界面上,如今这种传感器的精度和稳定性在经过数十年的发展后已经有了很大的提高^[26]。美国空军研究实验室和海军航空武器中心(NAWC)在1998年提出了高性能火箭技术整体规划。其目的之一是使用传感器监测推进剂药柱理化性能的变化规律,同时,为了监测老化实验中粘结应力的变化情况还专门制作了放置数个应力传感器的模拟发动机。为了提高推进剂传感器的兼容性和稳定性,扩大环境参数的监测范围,美国军方于2001与Micron Instruments公司共同开发用于固体火箭发动机健康监测系统的嵌入式传感器。在公司提交的第一阶段报告表明,在75%满负荷条件下,传感器在55周内无蠕变,零漂移仅为3.8磅/英寸,可从传感器提供的数据中得到推进剂的累积损伤值,并且可以识别缺陷的位置。第二个阶段则是开发一个嵌入式传感器来监测发动机在运输过程中的负载。

采用嵌入式传感器进行发动机健康状况监测具有系

统简单、成本低、测试方便和实时性等优点,是近年来固体火箭发动机健康监测技术的发展方向之一^[27]。嵌入式传感器能够实时监测不同载荷历程下发动机粘接界面的应力和应变情况,为发动机健康评估提供重要依据。但放置传感器以后,可能影响界面粘接强度^[28],因此,需要研究在放置嵌入式传感器后界面粘结强度的改变情况。张春龙等^[29]就对此进行了研究,得出的结果是:界面粘接强度受应力传感器影响极小,在不影响固体火箭发动机正常使用的前提下,嵌入式传感器在发动机中至少可以稳定工作3个月以上。

4 结论

今后该领域的发展趋势是:

1) 对每台发动机建立单独的数据收集文件,记录出厂时的检测数据、储存和运输过程中所承受的各种载荷、定期检测的状态等,从而准确地预测其寿命。

2) 光纤应变传感器的发展消除了对传统传感器将电导线引入发动机中安全性担忧,未来新型监测传感器将具有更高的精度和安全性。

3) 随着新技术和新算法的采用,分析模型不断完善,计算精度日益提高,且所得的试验结果可通过测试进行论证,利用模型法进行寿命预估具有较大发展空间。

4) 预估发动机的使用寿命需要综合考虑推进剂与发动机的相互作用^[30],不能仅仅通过药柱力学性能的变化来预测发动机的使用寿命。未来,发动机寿命预估会将发动机整体结构一起考虑,形成更加完备的寿命预估体系。

参考文献:

- [1] 沈伟,王文,张军,黄卫东.长期贮存固体火箭发动机安全性评估[J].航空动力学报,2013,28(4):930-934.
- [2] 卢艳.固体火箭发动机喷管的设计与性能仿真[D].西安:西安电子科技大学,2012.
- [3] BARRINGTON L M. Full scale insensitive munition testing of the RAN 5-in/54 cartridge [R]. AD-A293935/3/HDM,1995.
- [4] SCHONBERG W P. Energy partitioning in high speed impact of analog solid rocket motors[J]. Alabama Univ Huntsville Report,1994,103(1029):519-527.
- [5] LIU C T. Cumulative damage and crack growth in solid propellant phase I[J]. Cumulative Damage & Crack Growth in Solid Propellant Phase I,1997.
- [6] EDWARDS J, EYBL C, JOHNSON B. Correlation between sensitivity and approximated heats of detonation of several nitroamines using quantum mechanical methods [J]. International Journal of Quantum Chemistry,2004,100(5):713

- 719.
- [7] 邢耀国,李高春. 固体火箭发动机状态监测和失效判定技术的发展和展望[J]. 海军航空工程学院学报,2006,21(5):552-556.
- [8] 尹华丽,王清和. 界面粘接性能的影响因素[J]. 固体火箭技术,1998,21(3):40-46.
- [9] 贾卫东,周建,刘亚冰,等. 长期贮存固体火箭发动机界面脱粘安全性研究[J]. 战术导弹技术,2013(5):101-106.
- [10] HOLL G. Former and modern method for the determination of the service life of rocket propellant [R]. AD-A330303.
- [11] 曹井新. 固体火箭发动机药柱可靠性分析[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2007.
- [12] 李兆明. 固体火箭发动机使用寿命确定[J]. 推进技术,1989(8):50-55.
- [13] 盖炳良,滕克难,夏菲,等. 整机级装备贮存延寿试验技术[J]. 火力与指挥控制. 2018(01):169-174.
- [14] 曹亮,于晓辉,徐波,等. 高温条件下 HTPB 推进剂药柱老化研究[J]. 航空兵器,2014(3):40-43.
- [15] 杨根. N-15B 推进剂热老化特性与贮存寿命预估研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2005.
- [16] 杨继坤,徐廷学,董琪,等. 固体火箭发动机装药贮存寿命预测方法[J]. 推进技术,2013,34(3):416-421.
- [17] 王铮. 固体火箭发动机使用寿命的预估和“延寿”[J]. 固体火箭技术,1999(1):23-28.
- [18] 曾升,侯建龙. 超长地下车库结构温度作用分析[J]. 建筑设计管理,2014,31(4):63-66.
- [19] 刘佩进,金秉宁,李强. 战术导弹固体发动机燃烧不稳定研究概述[J]. 固体火箭技术,2012,35(4):446-449,456.
- [20] 陈海建. 导弹固体火箭发动机贮存寿命预测方法研究[J]. 现代防御技术,2016(6):148-153.
- [21] 唐国金,申志彬,田四朋,等. 固体火箭发动机药柱概率贮存寿命预估[J]. 兵工学报,2012,33(3):301-306.
- [22] 陈光学. 国外预估固体火箭发动机寿命的几种模型[J]. 推进技术,1989(10):62-67.
- [23] 陈金根. 固体发动机无损检测新技术评述[J]. 推进技术,1992(4):77-84.
- [24] 王金. 固体火箭发动机含缺陷推进剂粘弹性力学行为分析[D]. 南京:南京理工大学,2008.
- [25] 高鸣,任海峰. 固体仪器发动机健康监测技术评述与研究[J]. 固体火箭技术,2013(36):278-284.
- [26] 崔红,李瑞珍. 运载火箭固体发动机复合材料技术发展现状[J]. 宇航材料工艺,2014,44(3):1-5.
- [27] 张波,董可海. 含内埋式传感器的粘接试件制作方法研究[J]. 战术导弹技术,2013(5):97-100.
- [28] DELUCA L T, MAGGI F, DOSSI S, et al. High-energy metal fuels for rocket propulsion: characterization and performance [J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2013, 36(6):114.
- [29] 张春龙,吕国安. 埋入传感器对发动机界面粘接性能影响试验研究[J]. 导弹与航天运载技术,2016(1):85-87.
- [30] 郝冲,许路铁,吕帅. 加速寿命试验技术在弹药贮存可靠性工程中的应用[J]. 装备环境工程,2012,9(5):48-51.

(责任编辑 杨继森)