

固体火箭发动机无损检测技术和结构缺陷判废标准研究的发展和展望

邢 耀 国

(海军航空工程学院, 烟台, 264001)

摘 要: 阐述了近年来固体火箭发动机整体综合无损检测中采用的新技术和固体火箭发动机结构缺陷判废标准研究的一些进展。根据最近出现的新检测设备和研究结果, 展望了这一研究领域未来的发展趋势。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 装药, 无损检验, 寿命, 判定, 可靠性标准

分类号: V435.21

PROGRESS AND PROSPECT IN NDT AND THE DISCARDING STANDARD FOR CONSTRUCTION FAULT IN SOLID ROCKET MOTOR

Xing Yaoguo

(Naval Aviation Engineering Academy, Yantai, 264001)

Abstract: Recent progress in nondestructive testing (NDT) and research on construction fault discarding standard of solid rocket motors are discussed in this paper. According to the latest testing equipment and research results appearing in these days, the prospect of developing tendency in this area is also pointed out.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Charge, Nondestructive testing, Life, Decision, Reliability standard

1 前 言

固体推进剂药柱在固化冷却、长期贮存、长途运输、勤务处理和点火发射期间, 药柱内可能产生缩孔和裂纹, 药柱与壳体粘接面脱粘。这些缺陷在火箭发动机燃烧时将产生“超”燃烧表面。因此, 用可靠的无损检测手段发现这些缺陷, 并确定有缺陷的发动机能否成功地完成工作任务已成为推进技术研究领域的重要课题。

本文对国内外近年来固体发动机无损检测技术的发展、结构缺陷对发动机工作性能影响的研究进行了综述; 并根据最近出现的新型检测设备和有关的研究成果, 展望了这一领域未来的发展趋势。

2 固体火箭发动机无损检测技术的概况

固体火箭发动机的无损检测大致分为零、部件的分体检测和整体综合检测。在固体发动机生产过程中和使用前分体检测的方法主要有：射线法、超声波法、红外法、微波法、激光法和声发射法等。整体综合检测包括装药、包覆层、绝热层、壳体各界面的粘接状况（以前后封头部位为主）为药柱内部的裂纹、气孔、疏松、夹杂等缺陷的检测。为了解决技术阵地综合检测问题，美国虽曾认为声全息和小型 γ 射线可行性较好，并在 1976 年用声全息法检测民兵导弹多层脱粘及药柱内部老化裂纹，但对发动机前、后端部的脱粘及药柱内部的裂纹仍不适用。实践证明：随着固体火箭发动机的大型化，只有用电子直线加速器作高能射线源才能解决其探伤问题。

电子直线加速器的特点是剂量率高，一般可达数千 $\text{c}/\text{min} \cdot \text{m}$ ，能量为 $1 \sim 15 \text{ MeV}$ ，焦点约 $\phi 1 \sim 2 \text{ mm}$ ，射束的操纵和调整方便，使用可靠，维护费低，重量轻，无噪音。1978 年美国洛克希德公司首次应用直线加速器对固体火箭发动机粘接层及整体进行 100% 的检测，药柱厚 1600 mm、反差灵敏度达 0.5%。随后，美聚硫橡胶公司用 10 MeV 的直线加速器检测出厂的民兵第二级发动机及侦察兵第一级发动机的药柱和脱粘，可以探出药柱内关键裂纹宽度为 $0.25 \sim 0.71 \text{ mm}$ ，反差灵敏度小于 1%。

70 年代末，国外又发展了高能射线实时成像检测系统，并把它作为大型固体发动机整体检测的重要手段。截止 1980 年 8 月，美国已用该系统检测三叉戟 I 导弹第二级、第三级发动机各 80 台，三叉戟第一级发动机 40 台。“挑战者号”航天飞机事故后，负责研制固体发动机的莫顿/锡奥科公司建立了专用的无损检测中心，采用一台 L-6000 直线电子加速器高能 x 射线胶片、胶片装卸自动传送系统和自动洗片机，检测大型固体发动机；使检测效率大大提高。据介绍，检测一台大型固体发动机多界面粘接质量仅需五天时间^[1,2]。

1983 年，美国瓦里安公司推出 ER120 型高能射线实时显象系统，价格约 60 多万美元。其特点是使用了光纤闪烁屏，用它和透镜、多通道平板图象增强器、电视摄像机和计算机组成系统。所得到的图象可通过计算机加减、边缘增强等处理，使信噪比大为提高；并且可以在计算机内存贮标准样品图象，以便和实物成像比较，直接显示差异。它的灵敏度与底片差不多，达到 0.5%；反差比底片要好；检测结果可存于磁盘内，并可用打印机打印图象。我国在 80 年代末已陆续引进该系统。

但是，无论是照像法，还是实时显象系统，都是将物体内部不同深度和各个部分（包括各类缺陷）重叠地显示在底片上或荧光屏上，伤情辨认困难。工业 CT（计算机断层成像扫描系统）则完成可以克服上述缺点。该设备通过采集 $0^\circ \sim 180^\circ$ 范围内多个角度射线横穿发动机一横断层所产生的大量射线衰减数据，经计算机运算后，给出该断层清晰、直观的内部组织结构图象。和高能射线实时显象系统相比，其分辨率大大提高，提供的信息是比前者高数千倍。而且扫描速度快，几秒钟内即可获取发动机断层剖面图象。

世界上首台用于检测固体火箭发动机的工业 CT 装置 AF/ACT-I 于 1982 年在美国建成，其射线源为 420kVA 的 x 光机，用于检测直径 1 m 以内的发动机。尽管耗资巨大，美在 1984 年又研制了第二型机 AF/ACT-II，其射线源为 16 MeV 的直线加速器，用于检测直径为 2340 mm 的 MX 导弹第二级固体火箭发动机^[3]。到 1992 年，美国空军莱特试验所与先进研究应用公司已经推进出功率为 60 MeV 伏的工业 CT 机，用于直径为 3.8 m，长为 13.71 m 的大型固

体火箭发动机的无损检测。该机可以得到发动机内部三维细化图象,能查明装药气孔、装药与绝热层界面脱粘等缺陷^[4]。我国用国产工业 CT 检测固体火箭发动机的研究,也将开创用国产工业 CT 进行固体发动机整体综合无损检测的时代。

3 结构缺陷判废标准研究的概况

虽然国内外的生产厂家在零、部件的生产过程中都有严格而完整的结构缺陷判废标准,但发动机在经过长途运输和长期贮存后,仍有可能出现粘接层脱粘、推进剂药柱裂纹等结构缺陷。研究这种条件下的判废标准,无疑具有巨大的经济意义和军事意义。

为确保有结构缺陷的发动机能够完成工作任务,就要研究裂纹和脱粘等缺陷对燃烧过程的影响。早在 60~70 年代,对火焰在裂纹腔内的传播速度、裂纹几何形状、燃烧室压力、推进剂性质和边界条件之间的依赖关系,以及裂纹和脱粘的燃烧过程就进行了许多研究^[5~7],并能预报真实发动机的裂纹开裂临界值和脱粘的扩展过程。Kumar 和 Kuo^[8]在 1980 年研究总结了火焰在裂纹内传播的机理和观察到的现象。指出固体推进剂内的裂纹可能被高温、高压气体充满,裂纹内非正常燃烧过程可能导致比希望值高得多的压力。如果由于推进剂药柱气化产生的局部压力上升过快,可能产生强大的压缩波,甚至冲击波;后者可能引起发动机爆炸。

Kuo 等人^[9]还研究了推进剂药柱变形对裂纹或脱粘腔内燃烧过程的影响。因为推进剂燃烧过程与其结构间相互作用的复杂性,他们的模型仅仅用来预报裂纹或脱粘扩展前的过程。研究表明:当裂纹很窄和燃烧室增压速率很高时,沿裂纹的压力波与推进剂类型和非正常燃烧过程有很强的依赖关系。他还总结了推进剂燃烧和结构强度间的耦合效应。

Wu S R 等对含金属复合推进剂在燃烧过程中诱发的裂纹和脱粘问题进行了一系列实验研究后发现:含金属推进剂药柱中裂纹扩展速度比无金属推进剂大得多;而壳体膨胀是脱粘扩展的主要原因。为处理脱粘容腔内瞬态燃烧过程和推进剂药柱与壳体材料的动态结构特性,他们建立了脱粘的数学模型,求出了数值解。理论计算值与实验观察值基本一致^[10]。

固体力学领域的一些研究工作提供了有关裂纹发生和其后扩展速度与时间的依赖关系。Knauss 假定裂纹扩展速度仅仅依赖于裂纹尖端的瞬态应变;在给定的时刻,如果有裂纹的物体有相同的尖端应力,它们的裂纹将以相同的瞬态速度扩展;裂纹的扩展速度一般是断裂区长度、裂纹尖端处的应力强度因子、材料蠕变柔量和断裂能的函数^[11]。

考虑到裂纹尖端邻近的小失效区,Schapery 在 1975 年得到了和 Knauss 非常接近的公式。由于蠕变柔度与时间的指数关系,裂纹扩展速度被确定为是应力强度因子、时间-温度移动因子和推进剂性能的函数。他还利用一般形式下 J 积分方法将这一理论推广到非线性粘弹材料的相关问题^[12]。

根据热动力学功率平衡法,Hufferd 等研究了裂纹扩展的不同数学模型。该理论的基本思想是利用两个固有的辅助手段——缺陷的应变能释放率和材料的断裂阻力,来预估裂纹的扩展;当裂纹(脱粘)扩展时应变能克服了材料的断裂阻力,裂纹(脱粘)才会发生扩展。

固体推进剂的裂纹扩展理论后来被很多研究人员验证。Swanson 比较了 Schapery 方法和一些固体推进剂文献中的实验结果,指出当载荷变化率较小时,比较结果在很宽的范围内有较好的一致性^[13]。

1992 年, Lu Y C 等人对燃烧诱发的推进剂裂纹扩展现象进行了大量的实验研究和理论分析。他们设计和制造了含有裂纹和脱粘的模拟发动机,用高速摄影仪观察了不同增压率下

裂纹(脱粘)的燃烧和扩展情况。在所建的数学模型中,考虑了压力波传播、推进剂变形、燃气流动、结构载荷之间的耦合作用;他们还采用时变坐标系统,求出了数值解。根据实验测得的瞬态裂纹扩展速度和数值计算结果,导出了裂纹扩展速度的半经验公式^[14]。据了解,他们这些研究结果曾用于“挑战者号”事故的分析工作。

应该指出:由于这些公式都是基于半经验的方法导出的,它们的应用依赖于每种推进剂实验中测得的半经验常数。

我国的研究人员在这个领域也进行了大量的工作。早在 70 年代,张子青等人就进行过固体火箭装药包覆层脱粘问题的分析^[15];近年来,吕光珍、尚世英、屈文忠等人对固体推进剂的力学性能、裂纹扩展规律进行了严密的理论分析和实验研究,得到了一些有益的结论^[16~18]。

国内外研究人员的上述工作,奠定了制定固体火箭发动机整体综合检测采用的结构缺陷判废标准的理论基础。

4 未来的发展趋势

虽然已经做了大量的工作,但由于这个问题极其复杂,目前世界各国并未选出理想的检测设备和制定出统一而完善的结构缺陷判废标准。根据掌握的动态,今后这一领域发展的趋势是:

(1) 检测设备的小型化。由于航天飞机或导弹最终是在发射场进行发射的,因此,发展小型、便携式的用于发射场的检测设备是保证安全发射的需要。

(2) 宽严有别的结构缺陷判废标准。考虑安装,长途运输和长期贮存等因素,工厂的零、部件结构缺陷判废标准一定要严,不允许出现任何可见裂纹、脱粘和缩孔。对于发射场的整体综合检测标准则应适度放宽,只要不影响导弹正常发射,就不应判废。

(3) 结构缺陷判废标准的非文字化。由于固体发动机的结构缺陷种类繁多、形状各异,很难给出文字形式的量化标准。“挑战者号”事故后,美国一些公司着手研制有缺陷发动机工作过程的仿真程序;将结构缺陷的类型、形状、尺寸做为输入参数,用仿真的办法研究其对工作过程的影响;据此确定发动机是否报废。美国一家公司在发动机出厂时,故障仿真程序作为附件提供;到目前为止,该程序的使用可靠性为 100%。

(4) 导弹阵地发动机检测软、硬件设备的一体化、自动化。

参 考 文 献

- 1 周在杞. 固体火箭发动机无损检测技术进展评述. 固体火箭技术, 1985 (4)
- 2 陈金根. 固体发动机无损检测新技术评述. 推进技术, 1992 (4)
- 3 郭长运. 固体发动机工业 CT 探测系统. 推进技术, 1987 (6)
- 4 冯振光. 用于大型固体发动机无损检测的 X 射线层析仪. 固体火箭技术, 1993 (1)
- 5 Belyaev A F. Development of combustion in an isolated pore. Combustion, Explosion, and shock waves, 1969, 5
- 6 Godai T. Flame propagation into the crack of a solid propellant grain. AIAA Journal, 1970, 8
- 7 Jacobs H R. An experimental study of the pressure distribution in burning flaws in solid propellant grains. AFRPL-TR-72-108, 1972
- 8 Kumar M. Flame propagation and combustion processes in solid propellant cracks. AIAA Journal, 1981, 19
- 9 Kuo K K. Coupling between nonsteady burning and structural mechanics of solid propellant grains. Chapter

- 11 of Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants. Price E W. 1992
- 10 Wu S R. Combustion-induced crack/debond propagation in a metalized propellant. AIAA 92-3506
- 11 Knauss W G. Fracture of solid possessing deformation rate sensitive material properties. In the Mechanics of Fracture, Edited by Erdogan F. 1976
- 12 Schapery R A. A theory of crack initiation and growth in viscoelastic media. International Journal of Fracture, 1975, 11
- 13 Swanson S R. Application of schapery's theory of viscoelastic fracture to solid propellant. Journal of spacecraft, 1976, 13
- 14 Lu Y C. Crack propagation process in a burning Ap-Based composite solid propellant. AIAA 93-2168
- 15 张子青. 固体火箭装药包覆层脱粘问题的分析. 推进技术, 1981 (2)
- 16 吕光珍. 固体推进剂裂纹扩展的试验研究. 推进技术, 1988 (6)
- 17 尚世英. 固体推进剂线弹性有限元分析. 推进技术, 1987 (4)
- 18 屈文忠. 国产 HTPB 复合推进剂裂纹扩展特性的实验研究. 推进技术, 1994 (6)
- ~~~~~

简 讯

印度研究导弹和航天器用吸气式推进装置

印度在导弹如航天器用吸气式推进装置的研制工作中, 曾进行了远程面空导弹整体式固体火箭冲压发动机系统的研制。目前正在研制的整体式液体火箭发动机技术, 具有大射程和数字燃调系统的调节能力。冲压发动机推动的炮射导弹也在积极研制中。同时还提出了具有高有效载荷和吸气式与火箭组合推进系统的单级入轨运载火箭“Hyperplane”的概念性设计, 列出了此概念的两个关键领域的研制工作, 即超燃冲压发动机和飞行中从周围大气层产生的液氧。

龙玉珍 供稿