基于多级有限元方法的导弹武器定寿延寿研究

常新龙，张有宏，岳春国，余堰峰，刘万雷
（第二炮兵工程大学，西安 710025）

摘要：提出了多级有限元的概念，将导弹结构定寿延寿工作划分为3个有限元分析步骤进行，在有限元分析的过程中考虑了导弹结构原始状态、老化缺陷状态及修理/换件的影响，对导弹结构强度及剩余寿命进行了科学准确的评判。利用该理论对含有老化和裂纹等损伤因素的药柱结构质量状态和对出现的裂纹损伤进行修复的效果进行了评价。结果表明，该方法科学合理，可为导弹武器系统定寿延寿工作提供一定的理论参考。

关键词：导弹；定寿延寿；多级有限元；断裂特性；药柱
中图分类号：V435.2　　**文献标识码：**A
文章编号：1672－9242(2011)06－0019－05

Research on Life Determination and Extension of Missile Weapon System Based on Multilevel Finite Element

CHANG Xin-long, ZHANG You-hong, YUE Chun-guo, YU Yan-feng, LIU Wan-lei
(The Second Artillery Engineering University, Xi′an 710025, China)

Abstract: The concept of multilevel finite element was presented. The life determination and extension of missile structure was divided to three finite element analysis steps. In the finite element analysis, the influence of original state, weathering state, and repair or replacement of missile structure was considered. The structural strength and residual life of missile structure was estimated exactly. Using this method, the quality state of grain considering factors such as aging and crack damage and the effect of repair for crack damage were evaluated. The results showed that this method is scientific and can provide a reference for life determination and extension of missile weapon system.

Key words: missile; life determination and extension; multilevel finite element; cracking character; grain

与一般武器装备不同，导弹武器战备时间长、工作时间短、长期贮存、一次使用且经历的环境差异大，其最大的特点是交付部队后90%以上的时间甚至直到退役都处于贮存或战备值班状态。随着服役时间的延长，导弹武器的质量状态不断变化。在贮存过程中由于受环境的影响，导弹武器中元器件、零部件的一些特性会产生耗损和退化[1]；长期贮存中的定期检测维护也可能带来诱发的故障。这些都使导

收稿日期：2011-09-15
作者简介：常新龙(1965—)，男，河南唐河人，博士，教授，主要研究方向为失效物理与可靠性。

弹结构性能发生变化，影响其剩余寿命和战备完好性。我国弹道导弹武器装备的定寿延寿研究可以追溯到20世纪80年代初期。为使导弹武器的定寿延寿工作更加科学化和精确化，笔者针对导弹武器的定寿延寿研究，提出了多级有限元的概念，并基于多级有限元方法，对导弹结构受环境影响而导致老化和损伤后的定寿延寿方法进行了研究。

1 基于多级有限元方法的导弹武器定寿延寿理论

多级有限元方法是对多层次结构进行多次有限元分析的方法。第1次有限元分析针对整体结构，确定出关键部件和危险部件。第2次有限元分析针对关键及危险部件，获取这些部件在遭受老化、损伤等因素下的应力应变历程，为更换、维修作出指导。第3次有限元分析针对更换维修后的结构件，并对更换、维修后的结构质量状态进行评价。以导弹结构为例，基于多级有限元方法的导弹定寿延寿理论总体分析框架如图1所示。

1）第1级有限元分析。对导弹整体结构进行有限元分析，获取整体结构的应力应变情况，再结合相关工程经验、历史检测信息等确定结构的关键部位及薄弱部位。对现役老化结构进行拆解，结合有限元分析得到的关键部位及薄弱部位进行详细试验分析；同时，还应进行出厂状态时相应结构的加速老化分析并进行比对，从而建立结构材料的老化数学模型，获得结构材料老化因子及相应的物理参数。确定结构关键部位及薄弱部位后，便可有针对性地对现役导弹结构质量信息进行检测，获取第2次有限元分析所需要的数据。

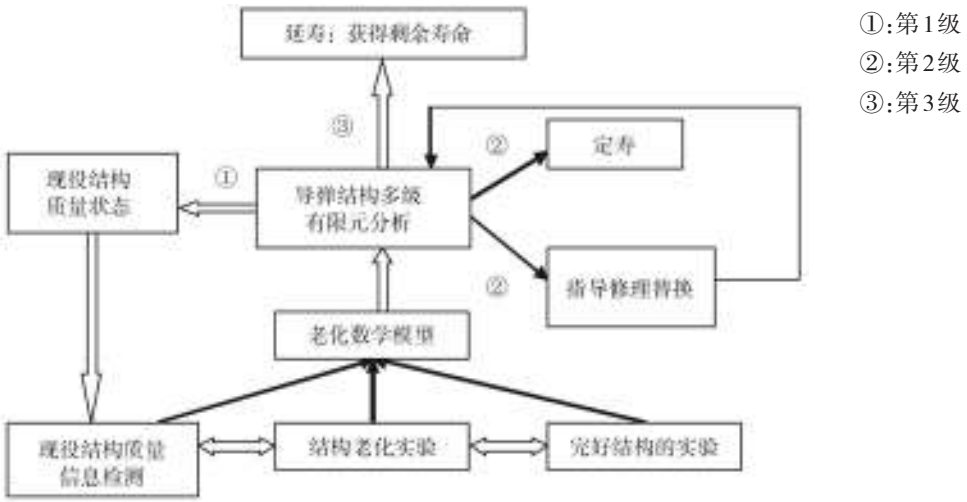

图1 导弹结构定寿延寿总体框架示意

Fig. 1 The frame diagram of missile structure life determination and extension

2）第2级有限元分析。将试验获得的老化及损伤模型信息加入到有限元求解过程中，获得相关薄弱部位的老化影响情况及薄弱部位对整体结构安全性的影响，辅以获得的老化因子，结合损伤累积理论、可靠性分析理论等知识，最终确定出整体结构寿命，并针对结构薄弱部位修补替换给出建议。

3）第3级有限元分析。针对具体的修补、替换措施，对修补、替换后的结构再次进行有限元分析，并对比第1，2级有限元分析结果，从而预测出剩余寿命。

2 药柱结构多级有限元分析算例

2.1 药柱结构多级有限元分析总体思路

在导弹贮存过程中，推进剂药柱材料性能会发生劣化，结构也会产生一定程度的损伤，这些因素会对导弹结构寿命产生一定的影响。在利用多级有限元方法对药柱结构进行寿命评价时，首先对实际药柱结构进行建模分析，确定其关键及危险部位，并在危险部位设置裂纹；同时考虑药柱性能劣化的影响，对药柱结构进行有限元分析[2—4]，判定损伤对药柱结构性能的影响程度，随后对修复后的药柱结构再次

进行有限元分析以评价其修复效果。由于条件限制,笔者没有进行现役相关导弹结构的拆解及后续试验,仅进行了HTPB推进剂加速老化及断裂特性分析试验[5]。药柱结构多级有限元分析具体步骤如图2所示。

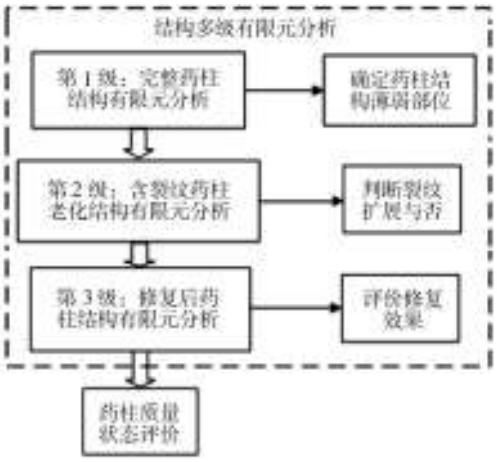

图2 药柱多级有限元分析步骤

Fig. 2 Multilevel finite element analysis process of grain

2.2 药柱结构多级有限元分析过程

建立如图3所示的HTPB星型药柱模型,结构上含有8个前翼槽、伞盘和10个后翼槽。由于药柱结构的对称性,仅取药柱1/4模型进行建模分析。HTPB推进剂密度为1.75 × 10^3 kg/m^3,泊松比为0.495,初始模量为3.27 MPa,松弛模量为:

$$E(t)=0.77+2.23e^{-x/2}-1.71e^{-x/4}+0.7e^{-x/8}+1.7e^{-x/20}-2.26e^{-x/40}+1.83e^{-x/80} \quad (1)$$

时温转移方程为:

$$\lg a_T = \frac{-6.857(T-297)}{146.43+T-297} \quad (2)$$

式中:a_T为时温等效因子;T为热力学温度。

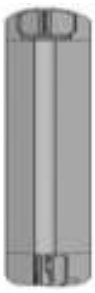

图3 药柱结构模型

Fig. 3 The model diagram of grain structure

采用SOLID185单元对药柱结构进行网格剖分,将整个药柱结构分成前、中和后3个部分,前部和后部采用四面体网格划分,分别划分了20 944和28 413个单元,中间部分采用六面体网格划分,共划分了9 000个单元。

1)第1级有限元分析。对药柱结构在轴向过载条件下进行有限元分析,获得药柱整体结构应力、应变图,确定药柱结构的危险部位。对药柱施加载荷情况为:轴向过载,在0.1 s内轴向过载从0g增加至10g,g=9.8 m/s^2,作用时间为1 s。求得药柱结构Von-Mises应力云图如图4所示。

图4 药柱结构Von-Mises应力云图

Fig. 4 Von-Mises stress graph of grain structure

由图4可以看出:药柱前翼槽、伞盘和后部的Von-Mises应力值较大,是药柱应力集中部位,也是药柱结构的危险部位,这些部位易出现裂纹,且可能扩展。

2)第2级有限元分析。在危险部位设置不同深度的裂纹,计算裂纹尖端的应力强度因子值,根据应力强度因子值随裂纹深度的变化规律,确定出在一定载荷条件下,需要进行修复的含裂纹药柱危险部位。在贮存过程中,发动机药柱的各种力学性能会以一定的速度不断劣化,在有限元分析过程中,通过松弛模量等材料参数的变化来表征老化对固体推进剂产生的损伤。在老化后的药柱前翼槽、伞盘和后部设置不同深度的裂纹,计算轴向过载条件下含不同深度裂纹药柱的应力强度因子,据此判断是否需要对药柱结果进行修复。在药柱前翼槽、伞盘和后部设置长度为25 mm,深度分别为5,10,15,20,25,30 mm的表面三维裂纹。在裂纹尖端构建三维奇异裂纹单元,含裂纹体部分采用SOLID186单元划分网格,药柱其他部分仍然采用SOLID185单元划分网格,施加载荷情况与第1级有限元分析时的计算工况相同。药柱伞盘含裂纹体网格划分如图5所示。

通过推进剂松弛模量的变化来表征老化对固体推进剂产生的损伤。在有限元分析中，以常温贮存8 a的推进剂松弛模量为例进行计算，松弛模量为：

$$E(t)=2.31+6.68e^{-x/2}-5.13e^{-x/4}+2.1e^{-x/8}+5.1e^{-x/20}-6.77e^{-x/40}+5.48e^{-x/80} \quad (3)$$

图5 伞盘含表面裂纹的药柱网格划分

Fig. 5 Mesh partition of grain with surface crack in umbrella disc

计算不同部位含裂纹药柱的应力强度因子，因所施加的载荷为轴向过载，所以药柱只存在轴向应力。药柱不同部位的第1类和第2类应力强度因子值见表1。

在轴向过载条件下，药柱伞盘处第1类应力强度因子较大，且应力强度因子随着裂纹深度的增大不断增大，若药柱伞盘出现表面裂纹，则裂纹在轴向过载条件下可能以拉开或滑开的方式扩展。因此，对药柱伞盘出现的表面裂纹有必要进行相应的修复处理，以防止在点火发射时裂纹失稳扩展。若药柱前翼槽出现表面裂纹，则裂纹会以拉开和滑移方式扩展，当裂纹深度大于15 mm后，应力强度因子急剧下降并接近于0，裂纹会自动止裂。药柱后部表面裂纹的第2类应力强度因子随着裂纹深度的增大呈现先上升后下降的趋势，直至下降到一个较稳定的水平。若药柱后部出现表面裂纹，则裂纹在轴向过载条件下可能以滑移方式扩展，所以，对药柱后部出现的表面裂纹也有必要进行相应的修复处理。

3）第3级有限元分析。首先对发动机药柱结构需要修复的危险部位进行修复。例如，可以对发动机药柱表面裂纹采用铲槽修复处理；对药柱进行原位修复处理；对发动机药柱裂纹进行灌浆修复处理；对发动机药柱裂纹进行交接修补处理等。

由前述分析可知：在轴向过载条件下，发动机药柱的前翼槽、伞盘和后部3个危险部位若出现裂纹，仅需对药柱的伞盘和后部的裂纹进行修复处理即可。对出现的深度为5 mm的初始裂纹进行修复，采用深为5 mm、高为20 mm的铲槽切去含有裂纹的药柱表面部分，同时为了避免铲槽边缘出现应力集中，铲槽边缘采用圆弧过渡。药柱伞盘处裂纹铲槽处理及网格划分如图6和图7所示。

表1 药柱不同部位的应力强度因子值

Table 1 Stress intensity factor of different position in grain

$N\cdot m^{-3/2}$

裂纹深度/mm	药柱前翼槽		药柱伞盘		药柱后部	
	K_{I}	K_{II}	K_{I}	K_{II}	K_{I}	K_{II}
5	4 460.10	121.06	2 849.80	128.07	949.42	25.34
10	6 307.70	622.33	6 942.70	616.43	951.96	564.21
15	6 656.30	654.47	8 074.10	1 072.90	821.36	1 007.70
20	7 040.00	1 202.60	8 329.00	1 378.00	773.92	707.78
25	7 192.50	1 603.70	10 635.00	1 753.90	76.23	693.97
30	7 502.60	2 067.40	11 235.00	1 882.00	39.41	647.24

在进行有限元分析时，推进剂药柱外表面节点完全固定，两对称面上的节点采用对称边界条件约束。铲槽表面为自由表面没有约束，计算工况与第1级有限元分析时的计算工况相同，松弛模量与第2级有限元分析时的松弛模量相同。求得药柱伞盘和后部（含深度为5 mm裂纹和修复后药柱）的最大Von-Mises应力、应变值见表2。

从表2可以看出：对药柱伞盘进行修复后，其应力、应变值分别下降了37.67%和31.05%；对药柱后部进行修复后，其应力、应变值分别下降了51.30%和57.27%。这说明应用铲槽修复药柱结构产生的表面裂纹效果很好，可以作为早期探伤发现的药柱结构表面裂纹的处理方法。

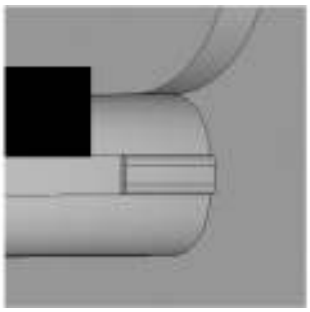

图6 药柱伞盘铲槽处理

Fig. 6 Process diagram of the shovel slot in grain umbrella disc

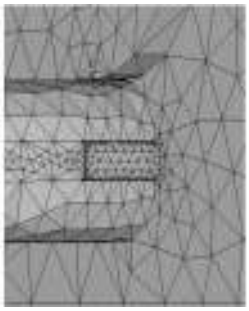

图7 药柱伞盘铲槽处理网格划分

Fig. 7 Mesh division of the shovel slot in grain umbrella disc

表2 修复前后药柱Von-Mises应力和应变值对比

Table 2 The contrast of Von-Mises stress and strain before and after restoration

Von-Mises	药柱伞盘		药柱后部	
等效值	含裂纹	修复后	含裂纹	修复后
应力/MPa	0.443	0.276	0.583	0.284
应变/%	15.893	10.959	21.085	9.010

3 结论

导弹武器的定寿延寿工作已开展了几十年,但是当前定寿延寿工作中还存在延寿工作粗放、仿真评估技术不足和全寿命周期理念缺乏等问题。因此,笔者提出了多级有限元的概念,并基于多级有限元方法给出了导弹结构定寿延寿的更为精细的策略和步骤。在定寿延寿工作中还考虑了服役环境及损伤的影响。以固体火箭发动机药柱结构为例,对药柱结构在遭受环境及损伤条件下的强度和寿命影响进行了分析计算。结果表明,该方法科学合理、便于使用,可对导弹结构质量进行科学准确的跟踪和评价,为导弹结构定寿延寿工作提供了一定的理论参考。

参考文献:

[1] 王铮. 固体火箭发动机使用寿命的预估和"延寿"[J]. 推进技术,1999,22(1):23—28.

[2] 常新龙,余堰峰,张有宏,等. HTPB推进剂老化断裂性能试验研究[J]. 火炸药学报,2010,33(5):56—58.

[3] JUDGE M D. An Investigation of Composite Propellant Accelerated Ageing Mechanisms and Kinetics [J]. Propellants Explosives Pyrotechnics,2003,28(3):114—119.

[4] 孙海滨. 固体火箭发动机药柱结构完整性数值分析[D]. 南京:南京理工大学,2009.

[5] LIU C T. Investigating the Constraint Effect in a Particulate Composite Material [R]. Florida:Air Force Research Laboratory,2002.

(上接第9页)

非常大。这从一定角度说明了该型机的飞行记录仪在后续进行数据选取设计时应该充分考虑单机寿命监控的需要。

参考文献:

[1] 陈志伟,朱青云,薛军,等. 战斗机单机寿命监控中起飞质量的影响[J]. 航空学报,2009,30(4):678—682.

[2] 刘文斑,王智,隋福成,等. 单机寿命监控技术指南[M]. 北京:国防工业出版社,2010.

[3] 吴建刚,陈志伟,李曙林,等. 飞行记录数据计算机处理的有关问题研究[J]. 计算机仿真,2007,24(2):18—21.

[4] 高海龙. 某飞机重心过载谱的编制[D]. 西安:空军工程大学,2001.

[5] 李岩,鲍蕊,田海玲. 随机谱中小幅载荷对裂纹扩展寿命的影响[J]. 飞机设计,2008,28(3):8—12.

[6] 王钊. 基于飞行数据的运八飞机单机寿命监控技术研究[D]. 烟台:海军航空工程学院,2010.