

文章编号:1000-8055(2011)11-2636-05

摇摆载荷作用下舰载固体火箭发动机 药柱疲劳损伤

曲 凯, 邢耀国, 张旭东

(海军航空工程学院 飞行器工程系, 山东 烟台 264001)

摘 要: 以某固体火箭发动机为例,建立了摇摆载荷作用下发动机药柱的疲劳损伤评估方法. 首先,通过推进剂定应力往复拉伸试验获得了复合固体推进剂的疲劳损伤特性;其次,运用有限元分析方法得到了发动机危险部位的应力谱;最后,运用雨流计数法和 Miner 线性累积损伤理论对发动机危险部位的损伤进行了评估. 结果表明,发动机装药危险部位一年时间由于舰船摇摆载荷所造成的损伤为 0.0855.

关 键 词: 舰载导弹; 固体火箭发动机; 有限元分析; 疲劳损伤; 雨流计数法

中图分类号: V435

文献标志码: A

Fatigue damage of shipborne solid rocket motor propellant under swing loading

QU Kai, XING Yao-guo, ZHANG Xu-dong

(Department of Aircraft Engineering,

Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai Shandong 264001, China)

Abstract: A fatigue damage evaluation method of propellant under swing loading was established for some solid rocket motor (SRM). Firstly, the fatigue damage property of composite solid propellant was acquired by fixed stress amplitude cycle loading experiment. Secondly, the stress spectrums of SRM nodes with time were obtained by method of finite element analysis. Finally, the rain-flowing counting method and the Miner's linear cumulative damage theory were applied to evaluate the fatigue damage of SRM. The results show that the fatigue damage of motor's dangerous area reaches 0.0855 by ship motion loading across a year.

Key words: shipborne missile; solid rocket motor (SRM); finite element analysis; fatigue damage; rain-flow counting method

固体火箭发动机由于其结构简单、易于维护、可靠性高等优点,已广泛应用于海军各种型号的导弹中. 随着国家海军战略的调整,人民海军今后将不断提高维护国家领海和海洋权益的能力,以保护国家日益发展的海洋产业、海上运输和能源资源战略通道的安全. 为此舰载固体火箭发动机要随舰艇一起长年巡航于各大洋上,经历长时间

海上复杂气象条件的影响. 目前舰载固体火箭发动机的寿命都是由生产厂家确定,比如有些厂家规定舰载导弹海上贮存一年相当于仓库贮存两年. 这种寿命规定方法有一定局限性,因为即使同型号、同批次的发动机由于所处的海区环境不同,也会导致寿命不相同. 因此评估海洋环境对发动机的寿命影响不但具有重大的经济效益,而且也

收稿日期:2011-02-28; 修订日期:2011-06-29

基金项目:海军航空工程学院青年基金(4142D22)

作者简介:曲凯(1980—),男,山东烟台人,讲师,博士生,主要从事固体火箭发动机寿命预估研究.

具有重大的军事意义。

目前,研究温度对固体火箭发动机寿命影响的成果较多^[1-4]。虽然国内也对海上风浪因素对发动机贮存寿命的影响进行了相应研究^[5-7],但是对研究模型都进行大量简化,且缺乏试验数据支持,因此有必要进行进一步研究。

本文首先通过对固体推进剂进行疲劳损伤试验,得到了复合固体推进剂疲劳损伤特性参数。然后以安装在某中型舰艇主甲板前部导弹发射箱内的固体火箭发动机为研究对象,运用有限元分析方法研究了军舰在特定海况条件下航行时,舰载固体火箭发动机的受力情况。最后根据发动机危险部位的应力应变数据和 Miner 线性累积损伤理论评估了危险部位的损伤。

1 推进剂定应力往复拉伸试验

1.1 试验条件与试验方案

试验研究的目的是确定复合固体推进剂试件在不同定应力下反复拉伸发生破坏时,循环次数与应力幅值之间的关系。

按照标准^[8]进行复合固体推进剂单向拉伸试验,测试试验结果为最大抗拉强度为 0.63 MPa,最大伸长率为 77.57%。

根据以上试验结果,确定如下试验方案。试验采用定应力为 0.60, 0.55, 0.50, 0.45, 0.40 MPa 和 0.35 MPa。在这 6 个应力水平下,采用拉伸速率 100 mm/min 进行试验,试验过程中当应力达到预先设定的应力值,拉伸试验机将改变运行方向以同样的试验速率进行回复,当试件所受应力恢复到 0.001 MPa 时,再进行下一次拉伸,重复此过程直至试件断裂。试验过程中记录推进剂试件发生破坏时的循环加载次数,并记录试件在整个加载过程中的应力应变曲线。

1.2 试验结果

根据上述方案所得试验数据如表 1 所示,为了便于数据拟合,将推进剂试件破坏时的循环次数取自然对数。对应力水平和破坏时循环次数的自然对数进行曲线拟合,由于文献^[9]所采用的拟合方程计算误差偏大,假定疲劳损伤特性符合方程(1)形式(X 代表循环破坏次数的自然对数, Y 代表推进剂试件所承受的应力),拟合曲线如图 1 所示,方程系数取值见表 2。

$$Y = Ae^{-\frac{X}{B}} + C \quad (1)$$

表 1 不同定应力幅值下反复拉伸试验结果

Table 1 Test data of repeated tension under different stress

Stress/MPa	N/cycle number	ln N
0.60	11	2.398
0.55	30	3.401
0.50	62	4.127
0.45	96	4.564
0.40	368	5.908
0.35	934	6.849

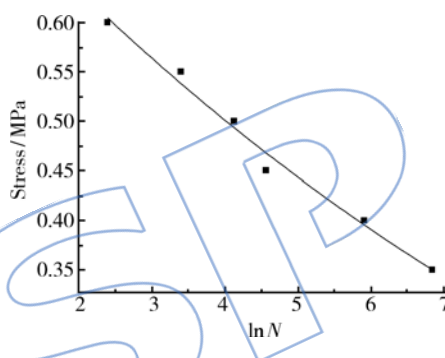


图 1 推进剂 S-N(stress-number)曲线

Fig. 1 Curve of S-N of propellant

表 2 指数拟合参数表

Table 2 Coefficients of exponent fit

A	B	C	Correlative coefficient
0.966	11.24	-0.176	0.985

2 舰载固体火箭发动机有限元分析

2.1 发动机三维模型

为了对发动机受力进行准确分析,必须建立发动机三维有限元模型。本文所研究的固体火箭发动机由壳体、衬层、推进剂药柱三部分组成,结构如图 2 所示。

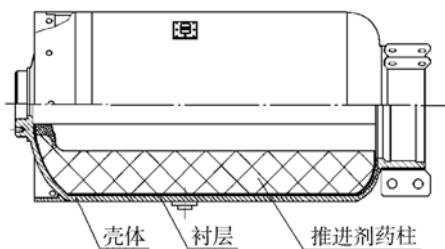


图 2 某型固体火箭发动机结构示意图

Fig. 2 Sketch of some solid rocket motor (SRM)

由于舰载条件下,发动机各个方向受力都不相同,因此三维建模需采用全尺寸模型。为了更好地展示发动机的内部结构,取所建立的发动机模型的1/5(如图3)。

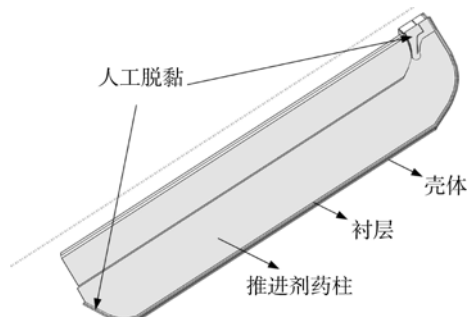


图3 1/5 固体火箭发动机模型示意图

Fig. 3 1/5 model of some SRM

从图3可以看出:发动机内部结构简单,它由五角星形推进剂药柱、人工脱黏、衬层和发动机壳体组成。设计人工脱黏是为了释放药柱在受力情况下头部和尾部所产生的应力集中。

2.2 材料参数

固体火箭发动机的药柱、壳体、衬层材料性能参数见表3。

表3 发动机材料性能参数表
Table 3 Parameters of materials

	密度/ 10^3 (kg/m ³)	泊松比 μ	弹性模量/MPa
药柱	1.7	0.495	$E(t)$
衬层	1.28	0.495	12.18
壳体	7.85	0.3	206.9×10^3

表3中推进剂松弛模量函数如式(2)所示。

$$E(t) = 1.799 + 1.43e^{-t/0.04} + 2.05e^{-t/0.4} + 3.05e^{-t/4} + 3.9e^{-t/40} \quad (2)$$

在计算过程中需要用到体积模量函数 $K(t)$ 和剪切模量函数 $G(t)$, 按照式(3)和式(4)计算。

$$K(t) = \frac{E(t)}{3(1-2\mu)} \quad (3)$$

$$G(t) = \frac{E(t)}{2(1+\mu)} \quad (4)$$

2.3 边界条件

假定舰载固体火箭发动机与舰船刚性连接、没有相对移动。一般情况下,都是在发动机坐标系中对发动机进行有限元分析。而舰载导弹发动机相对于惯性坐标系是运动的,为了简化计算,使用达朗贝尔原理,将动力学问题转换为静力学问题。

通过该原理发动机的运动将转化为加速度载荷作用。根据上述转换,可将发动机壳体视为固定边界条件,即壳体采用全约束。

在药柱内孔,当发动机未点火时,其与空气接触边界为自由边界。

2.4 载荷条件

舰载导弹发动机在海上的受力与海况条件和航行条件密切相关,现在假设某军舰以航速14节、航向角135°,在5级海浪下战备值班。某舰载导弹发动机全约束固定于导弹发射箱中,导弹发射箱置于距舰艏40m处主甲板中心线的垂直方向,导弹发射角为15°。根据舰船耐波性理论^[9]可以仿真计算出导弹发动机的运动规律,进一步可计算出发动机由于舰船运动所产生的加速度。建立发动机坐标系,其原点 o 取在发动机的重心, ox 轴平行于舰船的水线面,指向船首方向; oy 轴指向导弹的发射方向, oy 轴垂直于 ox 轴; oz 轴垂直 oxy 平面向上; oy 与水平面夹角为导弹的发射角。通过达朗贝尔原理和坐标转化矩阵,可得发动机坐标系中沿三个坐标轴方向的加速度载荷如图4所示。

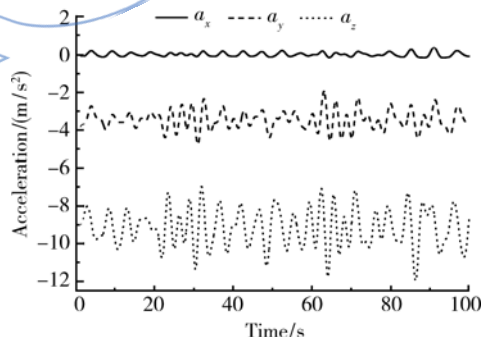


图4 固体火箭发动机所承受的加速度载荷曲线

Fig. 4 Curve of acceleration load on SRM

2.5 计算结果

有限元网格划分采用四面体自由划分方式,单元总数为859601。在上述计算条件下,对发动机进行有限元仿真计算,得到了舰载导弹发动机在海上遭受图4所示加速度载荷在0~100s的应力应变。图5和图6给出了32s时发动机药柱Mises应力场和最大主应变场。根据计算结果可知:在32s时,最大Mises应力为2.101kPa,其最大主应变为0.1305%。两者远远低于材料破坏的最大抗拉强度0.63MPa和最大伸长率77.57%。因此推进剂药柱不可能由于瞬时受力超过极限临界值而发生破坏。

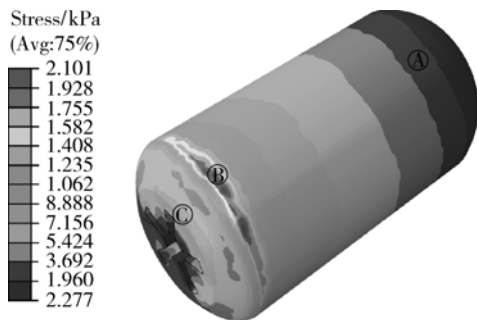


图 5 32 s 时药柱 Mises 应力云图

Fig. 5 Mises stress of grain at 32s

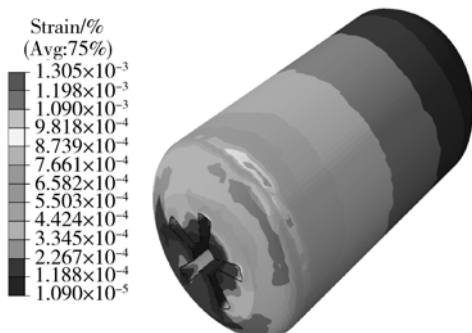


图 6 32 s 时药柱最大主应变云图

Fig. 6 Principal strain of grain at 32s

虽然舰船摇摆运动产生的交变载荷不足以破坏药柱,但是其累积效应需要研究.为此选取三个受力较大位置,如图 5 所示. A 点位于头部药柱内表面, B 点为尾部药柱外表面, C 点位于药柱尾部星孔内表面的星尖处.通过仿真计算这三个点 0~100 s 的 Mises 应力如图 7 所示.根据计算结果可知 B 点所受到的随机载荷较大,因此 B 点区域最容易在疲劳载荷作用下发生破坏.

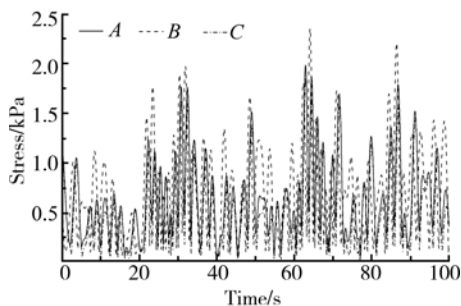


图 7 药柱危险点 Mises 应力-时间曲线

Fig. 7 Mises stress of selected nodes vs. time

3 发动机装药危险部位损伤分析

根据试验所得 S-N(stress-number)曲线和发动机药柱 B 点应力谱,可以对其进行损伤计

算.通过观察图 7 可以发现:发动机药柱所受到的 Mises 应力具有一定的随机性,为了进行疲劳损伤计算首先应该计算其疲劳循环次数.在各种疲劳计数法中雨流计数法^[10]由于其原理与材料疲劳损伤机理相一致,而被广泛使用,能够比较全面反映随机载荷谱的全过程.

利用雨流计数法完成疲劳累积计数后,就可以根据疲劳损伤理论进行疲劳损伤计算.虽然在过去的几十年中相继提出了很多疲劳累积损伤理论,但是由于它们过于繁琐或通用性不好而没有被广泛使用.而且通过试验已经证明,对于随机载荷作用下的疲劳寿命预测,其他疲劳损伤理论并没有比 Miner 理论有多大提高.

本文对推进剂药柱疲劳损伤计算采用 Miner 线性疲劳累积损伤理论^[11],如式(5)所示

$$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} \quad (5)$$

式中 k 为交变载荷的应力水平级数; n_i 为第 i 级载荷所出现次数; N_i 为第 i 级载荷单独作用下发生破坏时的次数.

按照 Miner 计算法则可以计算出以 100 s 为单位发动机药柱危险部位 B 点的损伤值 $D = 2.71 \times 10^{-7}$.在假定航行条件下,以此为基数可计算出发动机危险部位一年时间由于舰船摇摆载荷所造成的损伤为 $D = 0.0855$.

按照文献[12]舰载导弹发动机寿命评估方法可知:固体火箭发动机总寿命决定于固化降温的累积损伤、运输过程中的累积损伤、仓库贮存时的累积损伤、导弹发射过程引起的累积损伤值.假定导弹发动机初始状态的损伤为零,而发动机的损伤达到 1 则认为发动机到达寿命终点.

对比导弹发动机海上战备值班和仓库贮存两种情况下的损伤,可以发现:导弹发动机海上战备值班时比仓库贮存不但增加了由于舰船摇摆载荷引起的损伤,而且海上战备值班时温度条件也比仓库贮存时的温度条件恶劣.因此舰载导弹在海上战备值班时的贮存寿命,要低于仓库贮存的寿命.

4 结 论

1) 通过进行推进剂定应力往复拉伸试验,得到了推进剂材料的疲劳损伤特性,为评估发动机装药的疲劳损伤奠定基础.

2) 舰载导弹在海上所遭受的瞬时应力应变,远远小于破坏临界值,不必考虑舰船摇摆载荷对其瞬时结构完整性的影响.

3) 虽然舰载导弹所遭受的应力较小,但是必须考虑其累积损伤效应对药柱结构完整性的影响。

参考文献:

- [1] Heller R A, Thangjitham S, Janajreh I M. Probabilistic service life prediction for solid propellant motors subjected to environmental thermal loads[R]. Greece: Athens, North Atlantic Treaty Organization, 1996.
- [2] Maxey I H. Environmental data for rocket motor service life assessment[R]. Greece: Athens, North Atlantic Treaty Organization, 1996.
- [3] Holl G, Wilker S, Kaiser M, et al. Former and modern method for the determination of the service life of rocket propellant[R]. Greece: Athens, North Atlantic Treaty Organization, 1996.
- [4] 王玉峰,李高春,王晓伟. 固体火箭发动机海洋环境下的贮存及寿命预估[J]. 火炸药学报, 2008, 31(6): 87-90.
WANG Yufeng, LI Gaochun, WANG Xiaowei. Storage and life prediction of solid rocket motor in sea environment[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2008, 31(6): 87-90. (in Chinese)
- [5] 徐明. 舰载摇摆载荷作用下固体发动机界面老化分析研究[D]. 烟台: 海军航空工程学院, 2008.
XU Ming. Research on linear aging of solid motor under the influence of ship swing load[D]. Yantai: Naval Aeronautical and Astronautical University, 2008. (in Chinese)
- [6] 许俊松. 舰船摇摆运动载荷作用下固体发动机装药基于耗散能的寿命预估[D]. 烟台: 海军航空工程学院, 2009.
XU Junsong. Life prediction of solid motor grain under the influence of ship swing load based on the dissipated energy method[D]. Yantai: Naval Aeronautical and Astronautical University, 2009. (in Chinese)
- [7] 徐金洲, 贾东明. 舰上导弹固体火箭发动机贮存寿命的分析方法研究[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(3): 271-273.
XU Jinzhou, JIA Dongming. Research of analysis method for storage life of SRM[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 32(3): 271-273. (in Chinese)
- [8] 高风云, 丁华亭. QJ924285. 复合固体推进剂单向拉伸试验方法[S]. 北京: 航天工业部, 1992: 1-5.
- [9] Scott M. Non-linear rolling of ships in large sea waves[D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 2007.
- [10] 李舜酩. 机械疲劳与可靠性设计[M]. 北京: 科学出版社, 2006.
- [11] Laheru K L. Development of a generalized failure criterion for viscoelastic materials[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(4): 756-759.
- [12] 邢耀国, 董可海, 沈伟, 等. 固体火箭发动机使用工程[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.