

技术专论

一种基于测试数据的单枚导弹贮存寿命评估方法

李田科¹, 李建华^{2a}, 刘炜¹, 于仕财^{2b}, 沙卫晓¹

(1. 中国人民解放军91980部队, 山东 烟台 264001;

2. 海军航空工程学院 a. 科研部; b. 电子信息工程系, 山东 烟台 264001)

摘要: **目的** 研究单枚导弹的贮存寿命评估问题。**方法** 对导弹状态数据中的定期测试数据进行统计分析, 确定测试数据的变化规律, 并通过移动标准差概念的引入, 探讨测试数据的稳定性。应用多项式最小二乘法拟合对测试数据中表征导弹关键部件的特征参数的移动标准差进行预测。建立了单枚导弹的贮存寿命评估模型, 并进行实例分析。**结果** 得出了导弹的贮存稳定性水平。**结论** 验证了该评估模型的合理性。

关键词: 导弹; 贮存寿命评估; 移动标准差

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2013.06.019

中图分类号: TJ760.2 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2013)06-0088-05

A Test Data Based Analysis Method for Single Missile Storage
Life EvaluationLI Tian-ke¹, LI Jian-hua^{2a}, LIU Wei¹, YU Shi-cai^{2b}, SHA Wei-xiao¹

(1. No. 91980 Unit of PLA, Yantai 264001, China;

2. Naval Aeronautical & Astronautical University, a. Department of Scientific Research;

b. Department of Electronic & Information Engineering, Yantai 264001, China)

ABSTRACT: **Objective** To investigate the storage life evaluation method for single missile. **Methods** The regular status test data was statistically analyzed, the variation of the test data was determined. The stability of the test data was discussed through the introduction of the "Mobile Standard Deviation (MSD)" conception. **Results** The MSD, which is one of the most important characteristic parameters of the missile, was forecasted with the application polynomial least-squares, the missile storage stability level was calculated, and the single missile storage life evaluation model was

收稿日期: 2013-07-25; 修订日期: 2013-08-06

Received: 2013-07-25; Revised: 2013-08-06

基金项目: 国家自然科学基金(61174031)

Fund: Supported by the National Natural Science Foundation(61174031)

作者简介: 李田科(1976—), 男, 山东烟台人, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为兵器理论与技术。

Biography: LI Tian-ke(1976—), Male, from Yantai, Shandong, Master, Senior Engineer, Research focus: weapon theory and technology.

established. **Conclusion** Through the case analysis, the rationality of the evaluation model was validated.

KEY WORDS: missile; storage life evaluation; mobile standard deviation

导弹贮存寿命评估是提高导弹贮存可靠性、安全性、可维护性的关键技术。目前,导弹普遍采用保守的定寿方法,以确保导弹在使用期内可靠、安全地运行^[1]。导弹寿命评估能得到准确的导弹贮存寿命评估值,既可发挥导弹寿命潜力,避免过早报废,充分发挥资源效益,又能够避免盲目延长使用期导致可能的隐患。笔者将移动标准差引入到导弹关键部件的寿命特征参数的分析中,研究了导弹贮存稳定性的退化规律,建立了基于测试数据的单枚导弹的贮存寿命评估模型,并进行实例分析,为导弹部队的维修保养决策提供了技术支撑。

1 导弹测试数据分析及关键部件特征参数的选择

通过比较,对单枚导弹贮存寿命的评估采用状态监测数据法。部队会定期对每枚导弹进行测试,测试数据是导弹较易获取的状态数据,所得的测试数据能够较好地表征每枚导弹的状态。因此,贮存寿命评估采用导弹测试数据进行分析、计算^[2]。

目前采取自动化测试系统对某型导弹进行导弹测试,主要的测试项目共计108项测试参数。模拟量测试参数的测试结果表现为规定阈值内的某一数值,可以根据模拟量测试参数的历年测试数据研究参数的变化规律,得出导弹状态的退化情况,进而实现导弹贮存寿命的评估。因此对导弹进行贮存寿命评估时,仅需对模拟量测试参数进行研究。

2 评估模型的建立和检验

2.1 移动标准差

标准差的概念,设有一组数据样本 $X=\{x_1, x_2, x_3, \dots, x_n\}$, 则:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}$$

式中: σ 为数据样本的标准差; n 为样本个数; $\bar{x}$ 为样本数据的平均值。

测试数据标准差是量度测试数据稳定性的指标。标准差的数值越大,代表测试数据越远离标准值。相反,标准差数值越小,代表测试数据越稳定。由于分析测试数据的标准差只能分析出测试数据的稳定性情况,而不能分析出测试数据稳定性的发展趋势^[3],因此引入移动标准差的概念。设有一组数据样本 $X=\{x_1, x_2, x_3, \dots, x_n\}$, 则此组数据样本的移动标准差计算公式为:

$$\sigma_i = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^m (x_{i+j-1} - \bar{x})^2}{m}}, (i=1, 2, \dots, n-m) \quad (1)$$

式中: σ_i 为数据样本的移动标准差; m 为移动步长; $\bar{x}$ 为样本数据的标准值。

移动标准差可反映出测试数据相较于标准值的变化趋势和导弹关键部件贮存稳定性的变化。

2.2 曲线拟合得出评估模型

将得到的移动标准差时间序列进行多项式拟合^[4-5],得出导弹关键部件的储存寿命评估模型。多项式拟合方法为:假设给定数据点 $(x_i, y_i) (i=0, 1, \dots, m)$, Φ 为所有次数不超过 $n (n < m)$ 的多项式构成的

函数类,求 $p_n(x) = \sum_{k=0}^n a_k x^k \in \Phi$ 。

$$I = \sum_{i=1}^m [p_n(x_i) - y_i]^2 = \sum_{i=0}^m \left(\sum_{k=1}^n a_k x^k - y_i \right)^2 \quad (2)$$

使 I 取最小值,当拟合函数为多项式时,称为多项式拟合,满足式(2)的 $p_n(x)$ 称为最小二乘拟合多项式。特别,当 $n=1$ 时,称为线性拟合或直线拟合。

$I = \sum_{i=0}^m \left(\sum_{k=1}^n a_k x^k - y_i \right)^2$ 为 $a_0, a_1, \dots, a_n$ 的多元函数,上述问题为求 $I=I(a_0, a_1, \dots, a_n)$ 的极值问题。由多元函数求极值的必要条件,得:

$$\frac{\partial I}{\partial a_j} = 2 \sum_{i=0}^m \left(\sum_{k=0}^n a_k x^k - y_i \right) x_i^j = 0, (j=0, 1, \dots, n) \quad (3)$$

即

$$\sum_{k=0}^n \left(\sum_{i=0}^m x_i^{j+k} \right) a_k = \sum_{i=0}^m x_i^j y_i, (j=0,1,\cdots,n) \quad (4)$$

式(4)是关于 $a_0, a_1, \cdots, a_n$ 的线性方程组,用矩阵表示为:

$$\begin{bmatrix} m+1 & \sum_{i=0}^m x_i & \cdots & \sum_{i=0}^m x_i^n \\ \sum_{i=0}^m x_i & \sum_{i=0}^m x_i^2 & \cdots & \sum_{i=0}^m x_i^{n+1} \\ \vdots & & & \vdots \\ \sum_{i=0}^m x_i^n & \sum_{i=0}^m x_i^{n+1} & \cdots & \sum_{i=0}^m x_i^{2n} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ \vdots \\ a_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=0}^m y_i \\ \sum_{i=0}^m x_i y_i \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^m x_i^n y_i \end{bmatrix} \quad (5)$$

式(4)或式(5)为正规方程组或法方程组。

方程组(5)的系数矩阵是一个对称正定矩阵,故存在唯一解,解出 $a_k(k=0,1,\cdots,n)$,则:

$$p_n(x) = \sum_{k=0}^n a_k x^k \quad (6)$$

式(6)中的 $p_n(x)$ 满足式(2),即 $p_n(x)$ 为所求的拟合多项式, $\sum_{i=0}^m [p_n(x_i) - y_i]^2$ 为最小二乘拟合多项式 $p_n(x)$ 的平方误差, $\|r\|_2^2 = \sum_{i=0}^m [p_n(x_i) - y_i]^2$ 。

由式(3)可得

$$\|r\|_2^2 = \sum_{i=0}^m y_i^2 - \sum_{k=0}^n a_k \left(\sum_{i=0}^m x_i^k y_i \right) \quad (7)$$

贮存寿命评估模型为 $p_n(x)$,当关键部件定期测试参数的移动标准差评估值超出该部件测试参数技术要求时,可以认为该部件到寿。

3 实例分析

通过调研和分析确定导弹的薄弱环节,用薄弱环节的测试参数来分析导弹的贮存寿命^[6-7]。影响某型导弹贮存寿命的关键部件为电源、磁控管、陀螺、高度表等。各参数的技术标准分别为 $(24 \pm 3)V$, $(13.5 \pm 2.5)V$, $(5 \pm 0.25)V$, $(30 \pm 3)m$ 。一枚试验弹5年增加密度的定期测试数据见表1。

将表1中关键部件定期测试数据代入式(1),取移动步长,得出各关键部件的移动标准差序列,见表2。

将表2得到的导弹各关键部件的移动标准差,

表1 导弹关键部件测试特征数据参数

Table 1 Missile key components characteristics test data

序号	贮存时间/年	供电指示/V	磁控管电流/V	陀螺(直流)/V	高度表信号/m
1	0.25	24.04	13.65	5.03	28.5625
2	0.50	23.94	13.56	5.04	30.1875
3	0.75	23.87	13.55	5.06	29.2334
4	1.00	23.84	13.78	4.93	27.9678
5	1.25	23.90	13.57	4.94	29.1146
6	1.50	24.10	14.34	5.00	30.6904
7	1.75	23.82	14.47	4.94	29.8329
8	2.00	23.96	13.94	4.93	32.1038
9	2.25	23.84	14.25	4.98	32.6960
10	2.50	23.91	13.76	4.91	32.0016
11	2.75	24.05	14.36	4.91	29.1367
12	3.00	23.84	14.43	5.00	27.3750
13	3.25	23.88	13.55	4.91	28.6596
14	3.50	23.83	12.56	4.93	31.9011
15	3.75	23.89	13.35	4.89	30.4610
16	4.00	23.83	12.62	4.93	31.3897
17	4.25	23.83	14.39	4.93	27.0621
18	4.50	23.82	13.00	5.01	27.8807
19	4.75	27.83	14.45	4.89	32.0306
20	5.00	27.94	14.29	4.88	31.6433

表2 导弹各关键部件测试参数移动标准差

Table 2 Mobile standard deviation of Missile key components characteristics test data

序号	贮存时间/年	供电指示/V	磁控管电流/V	陀螺(直流)/V	高度表信号/m
1	1.25	0.1074	0.1496	0.0540	1.2331
2	1.50	0.1150	0.3987	0.0523	1.0967
3	1.75	0.1378	0.5886	0.0560	1.0960
4	2.00	0.1262	0.6202	0.0583	1.4032
5	2.25	0.1262	0.6939	0.0500	1.6114
6	2.50	0.1247	0.7029	0.0583	1.8003
7	2.75	0.1158	0.7077	0.0709	1.8152
8	3.00	0.1126	0.6969	0.0656	2.1604
9	3.25	0.1235	0.6689	0.0703	2.0351
10	3.50	0.1261	0.7153	0.0764	1.8468
11	3.75	0.1292	0.7090	0.0815	1.6285
12	4.00	0.1483	0.7138	0.0775	1.6997
13	4.25	0.1505	0.7036	0.0835	1.7992
14	4.50	0.1620	0.7379	0.0733	1.9423
15	4.75	0.1620	0.7405	0.0826	1.9639
16	5.00	0.1567	0.8177	0.0853	2.0918

通过式(6),(7)进行拟合计算。

1) 电源贮存寿命评估模型为:

$$p(x)_1 = 1.3516e-3 \cdot x^3 - 8.0528e-3 \cdot x^2 + 1.9603e-2 \cdot x + 0.10275$$

模型平方误差=1.191361e-3。

2) 磁控管贮存寿命评估模型为:

$$p(x)_2 = 6.0177e-2 \cdot x^3 - 6.2347e-1 \cdot x^2 + 2.0907 \cdot x - 1.5547$$

模型平方误差=1.574279e-2。

3) 陀螺仪贮存寿命评估模型为:

$$p(x)_3 = 1.1751e-3 \cdot x^4 - 1.6363e-2 \cdot x^3 + 8.0121e-2 \cdot$$

$$x^2 - 1.5137e-1 \cdot x + 1.4854$$

模型平方误差=2.356779e-4。

4) 高度表贮存寿命评估模型为:

$$p(x)_4 = 1.0283e-1 \cdot x^4 - 1.2294 \cdot x^3 + 5.0587 \cdot x^2 - 8.0675 \cdot x + 5.4860$$

模型平方误差=2.191728e-1。

已知导弹各关键部件测试参数的阈值分别为:3,2.5,0.25,5,评估模值达到阈值时的 x 值即为该关键部件的贮存寿命。此枚导弹寿命关键部件电源、磁控管、陀螺、高度表的贮存寿命分别为14.78,6.665,7.138,5.321年,如图1所示。

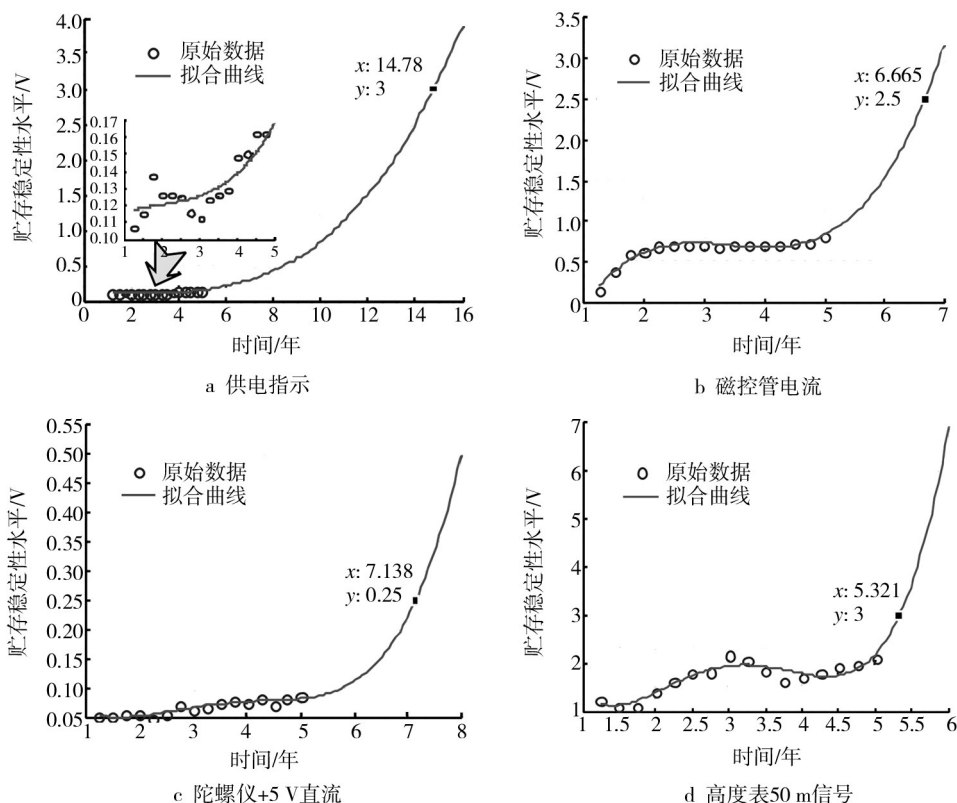


图1 测试参数移动标准差水平拟合曲线

Fig.1 Mobile standard deviation fitting curve of test data

可认为此枚导弹的最终贮存寿命评估结果以关键部件中寿命最短的表征,即为5.321年。由评估结果可以看出,此枚导弹关键部件的贮存寿命评估值均偏低,其原因可能是由于进行了增加密度的定期测试,导致导弹的贮存寿命减小。

4 结语

通过对导弹状态数据中的定期测试数据进行统

计分析,确定了测试数据的变化规律,选取表征导弹关键部件寿命的特征参数,分析表征导弹关键部件寿命的特征参数和引入移动标准差概念,建立单枚导弹的贮存寿命评估模型,并进行实例分析,验证了评估模型的合理性,该方法可以为导弹保障的订购延寿以及视情维修提供参考。

参考文献:

[1] 朱冰宇,战学民,张兴有. 国外导弹贮存试验技术概述[J].

- 飞航导弹, 2009(10):23—25.
- ZHU Bing-yu, ZHAN Xue-min, ZHANG Xing-you. Technology Overview of Foreign Missile[J]. Winged Missiles, 2009(10):23—25.
- [2] 王春晖, 李忠东, 张生鹏. 航空导弹贮存期寿命分析[J]. 装备环境工程, 2011, 8(4):68—72.
- WANG Chun-hui, LI Zhong-dong, ZHANG Sheng-peng. Storage Life Analysis of Aircraft Missile[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(4):68—72.
- [3] 孙林. 基于WLS-SVM标准差预测的产品过程质量控制方法研究[J]. 合肥工业大学学报, 2013, 36(2):231—235.
- SUN Lin. Study of Quality Control of Product Process Based on Standard Deviation σ prediction with WLS-SVM[J]. Journal of Hefei University of Technology, 2013, 36(2):231—235.
- [4] 黄旭兰, 白艳萍, 李烁, 等. 数据似合分析[J]. 太原师范学院学报, 2011, 10(2):7—11.
- HUANG Xu-lan, BAI Yan-ping, LI Shuo, et al. Some Properties about Cartesian Product on Set[J]. Journal of Taiyuan Normal University, 2011, 10(2):7—11.
- [5] 张亮, 张新平. 基于多项式最小二乘算法的剔粗差研究[J]. 西北工业大学学报, 2011, 29(4):637—639.
- ZHANG Liang, ZHANG Xin-ping. Eliminating Intolerable Errors Contained in Flight Research Data[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(4):637—639.
- [6] 吴进煌, 徐德民, 宋贵宝, 等. 战术导弹储存可靠性计算方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(3):288—291.
- WU Jin-huang, XU De-min, SONG Gui-bao, et al. A Storage Reliability Calculation Method for a Certain Missile[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(3):288—291.
- [7] 吴进煌, 徐德民. 相似产品信息在导弹可靠性试验评估中的应用[J]. 火力与指挥控制, 2008, 33(10):153—155.
- WU Jin-huang, XU De-min. Application of Similar Product Information to Evaluation of Missile Reliability Test[J]. Fire Control & Command Control, 2008, 33(10):153—155.

(下接第 87 页)

- ical Journal, 2000, 544(1):558—566.
- [6] GOLDSTEIN M L, ROBERTS D A. Magnetohydrodynamic Turbulence in the Solar Wind[J]. Physics of Plasmas, 1999, 6(11):4154—4160.
- [7] MACEK W M. Testing for an Attractor in the Solar Wind Flow[J]. Physica D, 1998, 122(1—4):254—264.
- [8] RICHARDSON J D, WANG C, PAULARENA K I. The Solar Wind: From Solar Minimum to Solar Maximum[J]. Advances in Space Research, 2001, 27(3):471—479.
- [9] McCARGO M, GREENBERG S A, DOUGLAS N J. A Study of Environmental Effects upon Particulate Radiation-induced Absorption Bands in Spacecraft Thermal Control Coating Pigments[C]. AIAA 4th Thermophysics conference, San Francisco, California, USA, June 16—18, 1969.
- [10] FOGDALL L B, CANNADAY S S, REINKE F S, MADARAS B K. Experimental Study of Effects of Simulated Neutralized Solar Wind on White-pigment Thermal Control Coatings[R]. NASA-CR-73389, 1969.
- [11] FOGDALL L B, CANNADAY S S. Experimental in situ Investigation of the Effects of Protons, Ultraviolet Radiation, and Temperature on Thermophysical Properties of Solar Cell Filters and Other Spacecraft Materials[R]. NASA-CR-117365, 1971.
- [12] JAWORSKE D A, TUAN G C, WESTHEIMER D T, et al. Optical Properties of Thermal Control Coatings after Weathering, Simulated Ascent Heating, and Simulated Space Radiation Exposure[R]. NASA/TM-2008-215259, 2008.
- [13] PINES V, ZLATKOWSKI M, CHAIT A. Interactions of Solar Wind Plasma with Dust Grains: Effects of Strong Plasma Anisotropy[J]. Advances in Space Research, 2009, 43(1):152—163.
- [14] ABBAS M M, TANKOSIC D, CRAVEN P D, et al. Lunar Dust Grain Charging by Electron Impact: Complex Role of Secondary Electron Emission in Space Environments [J]. The Astrophysical Journal, 2008, 718(2):718—795.
- [15] ZUCCARO D E. Analysis of the Simulation of the Solar Wind[R]. NASA CR-117140, 1971.