

# 隐式极限状态方程下的导弹吊挂寿命可靠性分析\*

## Missile Suspension Structural Life Reliability Analysis Under Implicit Limit State Equation

西北工业大学力学与土木建筑学院飞行器可靠性工程研究所 何新党 刘永寿 苟文选 高宗战

**[摘要]** 某型导弹吊挂结构疲劳寿命与基本变量(尺寸、材料、载荷)之间关系难以用解析式准确表达,使得传统基于应力-强度干涉理论的解析可靠性分析方法难以被应用。借助MSC/PATRAN建立了该型导弹吊挂的有限元模型,通过静力学及疲劳寿命分析,建立了结构疲劳寿命与基本变量之间的响应关系。以结构危险部位的几何尺寸作为随机变量,采用加权二次响应面法拟合得到了吊挂结构的极限状态方程;用改进一次二阶矩法进行可靠性及灵敏度分析,得到了吊挂结构在设计寿命内发生疲劳失效的概率。灵敏度分析发现:倒角半径是影响吊挂结构寿命的主要因素,尺寸加工误差是导致寿命分散性较大的主要原因。

**关键词:** 导弹吊挂结构 疲劳寿命 可靠性 灵敏度

**[ABSTRACT]** The relationship between fatigue life and the basic variables (size, materials, loads) of a missile suspension structure is difficult to accurately express through an analytic way, which makes reliability analysis methods based on the traditional stress-strength interference theory difficult to use. In this paper, using MSC/PATRAN, a finite element model is built to get the response between fatigue life and the basic variables of the missile suspension structure. Taking the size of key parts as random variables, the limit state equation of suspension structure is fitted based on weighted quadratic polynomial RSM. AFOSM is introduced to perform for the reliability and sensitivity analysis, and the suspension structural fatigue failure probability is obtained. The results of sensitivity analysis show that chamfer radius is the main influencing factors of the suspension structural fatigue life and dimension error is the main reasons leading to dispersion of fatigue life.

**Keywords:** Missile suspension Fatigue life Reliability Sensitivity

吊挂作为导弹导轨式发射的重要装置,受多种复杂载荷(气动、扭转、振动、冲击等)的耦合作用,其寿命可靠性对导弹的顺利发射和飞机自身的安全有着重要影响。在导弹吊挂的制造和使用过程中,存在着多方面的不确定性因素,结构尺寸、外界载荷、材料特性等参数的随机分散性都可能会对结构的疲劳寿命产生重要影响。特别是当这些随机因素负向重叠时,就可能导致结构性能远远低于设计标准。因此,在进行结构疲劳寿命设计时,将可靠性设计理论引入吊挂结构设计,对吊挂结构的疲劳寿命进行可靠性评估和失效灵敏度分析具有十分重要的意义。

对于导弹吊挂结构而言,其疲劳寿命与基本变量(尺寸、材料、载荷)之间关系难以用解析式准确表达,使得传统基于应力-强度干涉理论的解析可靠性分析方法难以被应用。加之结构所含变量众多,需要调用有限元软件来建立结构基本变量与疲劳寿命的映射关系,这也给可靠性分析增加了难度。目前针对隐式极限状态方程下的结构可靠性分析,最为基本、使用范围最广的方法是Monte-Carlo法<sup>[1-3]</sup>,由于其对变量个数、变量概率分布、极限状态均无限制而深受重视。但是该方法计算误差和抽样次数的平方根成反比,特别是当随机变量与结构极限状态方程之间的关系需要通过有限元来获得时,其工程量达到了难以接受的程度。为此一些学者在蒙特卡洛法基础上,提出了重要抽样法<sup>[4]</sup>和线抽样法<sup>[5]</sup>等改进的可靠性分析方法来加快收敛速度,降低抽样次数。但是这些方法需要预先获得极限状态方程的设计点,设计点的获得也需要迭代求解,而且该方依然没有改变大量抽样的实质,其计算精度对设计点的选择有很强的依赖性。

为了实现导弹吊挂结构的寿命可靠性分析,本文采用二次响应面法对导弹吊挂开展寿命可靠性分析<sup>[6-9]</sup>。响应面法作为函数替代法的代表,其可靠性分析的基本思路是:用一个多项式函数来近似真实地模拟隐式极限状态方程,通过合理地选取试验点和迭代策略,来保证多项式函数能够在概率上收敛于真实的隐式极限状态函数。从而将隐式极限状态方程的可靠性分析转化为显式极限状态方程的可靠性分析,在极限状态方程非线性程度不高的情况下,能获得较为精确的结果。为了进

\* 高等学校学科创新引智计划项目(B07050),西北工业大学基础研究基金(G9KY1006/09),西北工业大学研究生创业种子基金(Z2011071)资助。

一步提高可靠性分析的效率,本文将结构可靠性分析方法进行编程实现,并与有限元分析的参数化分析方法相结合,通过 PCL 技术实现了结构有限元分析和结果提取的自动化。通过可靠性及灵敏度分析,给出了导弹吊挂在设计寿命期间内发生疲劳失效的概率及影响导弹吊挂疲劳失效的主要因素。

## 1 确定性分析

### 1.1 静力学分析

某型导弹的吊挂结构与导轨之间的装配关系如图 1 所示。

吊挂结构的材料为铝合金,材料参数见表 1。

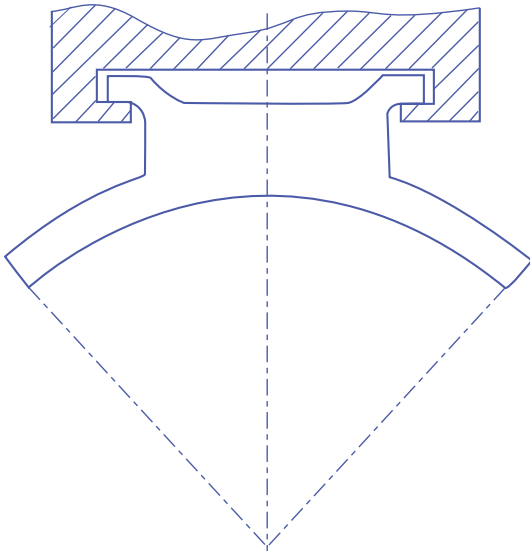


图1 吊挂与滑轨装配图

Fig.1 Assembly drawing of missile suspension and rail

表 1 导弹吊挂结构材料参数

弹性模量 /MPa	泊松比	屈服强度 /MPa	极限强度 /MPa
71000	0.3	460	510

在商用有限元软件 MSC.Patran/Nastran 中建立了结构的三维几何模型,并采用 Hex 六面体单元对吊挂结构进行网格划分。吊挂与导弹之间用螺栓连接,可通过多点约束 MPC (Multi-Point-Constraint) 建立导弹吊挂与导弹之间的固连关系,并将导弹施加给吊挂结构 4550N 的集中载荷均匀地分配到吊挂与导弹的接触表面。有限元分析模型如图 2 所示。

计算得到的吊挂应力云图如图 3 所示,最大应力出现在耳片倒角处,其 Von Mises 最大应力为  $\sigma_{max}=320\text{MPa}$ 。在强度校核时,可根据飞行器强度设计规范,选取安全系数  $n_s=1.5$  校核导弹吊挂的强度<sup>[10]</sup>。该型导弹吊挂结构所选材料屈服强度为  $\sigma_s=460\text{MPa}$ ,  $\sigma_s/$

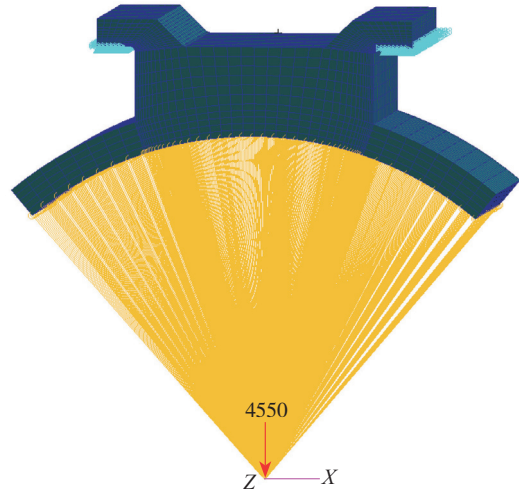


图2 吊挂结构的有限元分析模型

Fig.2 FEM of missile suspension structure

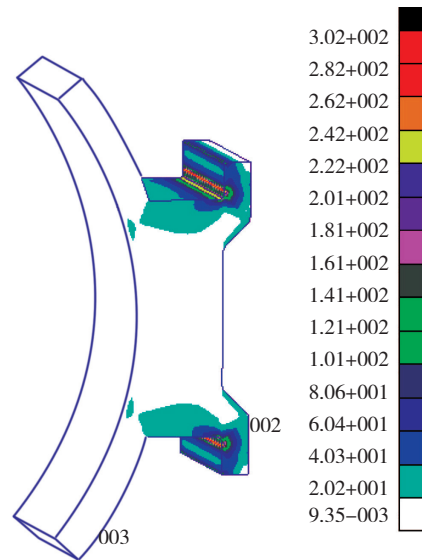


图3 导弹吊挂应力云图

Fig.3 Diagram of stress distribution on missile suspension structure

$\sigma_{max}=1.52>n$ ,从静力学角度分析,结构满足强度设计要求。

### 1.2 疲劳寿命分析

导弹吊挂结构工作环境恶劣,在振动、冲击等扰动持续作用下,结构即使没有超过材料的弹性极限,也可能发生疲劳失效。因此,借助 Fatigue 软件,采用 S-N 应力疲劳寿命分析方法对导弹吊挂进行寿命分析。分析中,载荷谱为半正弦波 SINE02,材料为 2014-T6\_125\_HF 铝合金,疲劳缺口系数为 1.1,尺寸系数为 0.83,表面状况系数为 1,载荷类型因子为 1。由于材料的属性一般是在  $r=-1$  (即对称循环) 下得到的,但是实际导弹吊挂的疲劳载荷为应力比为  $r=0$  的脉动循环。因此在用

应力比  $r=-1$  下的 S-N 曲线进行疲劳寿命分析时,在软件中采用 Goodman 公式进行了修正。

导弹吊挂结构的寿命云图如图 4 所示。可以看出,吊挂疲劳寿命的薄弱部位在耳片倒角处,与导弹吊挂实际裂纹部位一致。结构的使用寿命为 367000 次,满足设计寿命 100000 循环次的要求。

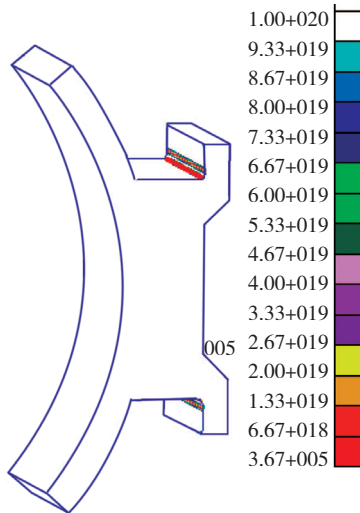


图4 结构寿命云图

Fig.4 Diagram of life distribution on missile suspension structure

## 2 可靠性分析

### 2.1 可靠性模型

影响导弹吊挂结构疲劳寿命的不确定因素主要有加工工艺、尺寸误差、材料性能、载荷等。确定性分析表明,导弹吊挂结构的倒角部位由于尺寸突变引起了应力集中,是整个结构寿命最薄弱部位。因此,在可靠性分析时,将倒角部位的相关尺寸和力臂的大小等尺寸参数作为随机变量进行结构寿命可靠性分析。选取的随机变量及其分布特征见表 2。

表 2 中的参数  $B$  为导弹吊挂的宽度,参数  $C$  为吊挂结构与导轨接触处的厚度,参数  $R$  为导弹吊挂的倒角尺寸,参数  $H$  为加载力臂长度。假设吊挂结构的设计寿命为  $[\text{life}]_{\text{design}}$ ,则疲劳寿命失效模式下的极限状态函数为:

$$g = \text{life}(B, C, R, H) - [\text{life}]_{\text{design}} \quad (1)$$

式中,  $\text{life}(B, C, R, H)$  是指在 4 个基本随机变量影响

表2 随机变量及其分布特性

基本变量	分布类型	均值 /mm	标准差 /mm
尺寸参数 $B$	正态分布	58	0.5
尺寸参数 $C$	正态分布	5	0.02
尺寸参数 $R$	正态分布	1	0.05
尺寸参数 $H$	正态分布	60	0.5

下结构的疲劳寿命。式(1)将结构在标准  $U$  空间划分为 3 个区域:

$$\begin{cases} g = \text{life} - [\text{life}]_{\text{design}} < 0 & \text{失效区域} \\ g = \text{life} - [\text{life}]_{\text{design}} = 0 & \text{临界区域} \\ g = \text{life} - [\text{life}]_{\text{design}} > 0 & \text{安全区域} \end{cases} \quad (2)$$

### 2.2 可靠性计算

为了提高计算效率,本文将加权二次响应面法和改进一次二阶矩法通过 Visual Basic 语言进行编程实现,并基于有限元分析的后台文件,利用 PCL 技术对有限元软件进行二次开发,以命令流驱动的方式将吊挂结构的有限元分析过程实现参数化和自动化<sup>[11-12]</sup>,从而顺利实现了导弹吊挂结构疲劳寿命的可靠性分析和灵敏度分析过程。可靠性分析步骤如下:

(1) 选取的二次响应面函数为:

$$\bar{g}(x) = b_0 + \sum_{i=1}^n b_i x_i + \sum_{i=n+1}^{2n} b_i x_i^2 \quad (3)$$

式中,  $b = \{b_0, b_1, \dots, b_{2n}\}^T$  为  $2n+1$  个需要由实验点确定的待定系数(本文中选择了 4 个尺寸作为随机变量,故  $n=4$ )。

(2) 用 Bucher 设计选取实验点,在第  $k$  次迭代中,以  $x_1^{*(k)} = \{x_{11}^{*(k)}, x_{12}^{*(k)}, \dots, x_{1n}^{*(k)}\}$  为试验中心,选取  $2n+1$  个试验点:

$$(x_{11}^{*(k)}, \dots, x_{1i}^{*(k)}, \dots, x_{1n}^{*(k)})$$

$$(x_{11}^{*(k)}, \dots, x_{1i}^{*(k)} \pm f\sigma_{x_i}, \dots, x_{1n}^{*(k)}) \quad (i=2, 3, \dots, n)。$$

第 1 次迭代的实验中心  $x_1^{*(1)}$  选为均值点处:  $x_1^{*(1)} = \mu_x = \{\mu_{x1}, \mu_{x2}, \dots, \mu_{x_n}\}$ 。

其中,  $\sigma_{x_i}$  为基本随机变量  $x_i$  的标准差,  $f$  为差值系数,取为 1~3 之间的常数,上标( $k$ )表示响应面法的第  $k$  次迭代。

(3) 构造功能函数分式型权数矩阵  $W$

$$\begin{cases} g_{\text{best}} = \min_{i=1}^m |g(x_i)| \\ w_i = \frac{g_{\text{best}}}{|g(x_i)|} \\ w = \text{diag}(w_i) \end{cases} \quad (i=1, 2, \dots, m) \quad (4)$$

试验点的权数为对角线元素构成权重矩阵  $W$ 。

(4) 由  $2n+1$  个试验点构成回归系数矩阵记为  $a$ ,由试验点处的真实功能函数值构成列向量  $y$ ,采用最小二乘法确定二次不含交叉项的多项式第  $k$  次迭代的待定系数矩阵  $b$ ,即:

$$b = (a^T w a)^{-1} a^T w y \quad (5)$$

得到响应面函数  $\bar{g}^{(k)}(x)$ ,其中:

$$b = \{b_0, b_1, \dots, b_{2n}\}^T$$

$$a = \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & \dots & x_{1n} & x_{11}^2 & \dots & x_{1n}^2 \\ 1 & x_{21} & \dots & x_{2n} & x_{21}^2 & \dots & x_{2n}^2 \\ \vdots & \vdots & \dots & \dots & \dots & \vdots & \vdots \\ 1 & x_{n1} & \dots & x_{nn} & x_{n1}^2 & \dots & x_{nn}^2 \end{bmatrix}$$

$$W = \begin{bmatrix} w_1 & & & \\ & w_2 & & \\ & & \dots & \\ & & & w_n \end{bmatrix},$$

$$y = [g(x_1), g(x_2), \dots, g(x_i)]^T。$$

(5) 运用改进一次二阶矩法求解  $\bar{g}^{(k)}(x)$  的设计点  $x_D^{(k)} = \{x_{D1}^{(k)}, x_{D2}^{(k)}, \dots, x_{Dn}^{(k)}\}$  和可靠度指标  $\beta^k$  及均值灵敏度和标准差灵敏度(用 AFOSM 进行可靠性及灵敏度分析的具体公式在此不再详细阐述,可参见文献 [9]);

(6) 用样本点  $(\mu_x, g(\mu_x))$  及  $(x_D^{(k)}, g(x_D^{(k)}))$ , 进行线性插值, 求得使  $g(x_i^{*(k+1)}) \approx 0$  的下一代迭代的抽样中心  $(x_D^{*(k+1)}, (x_D^{*(k+1)})$  点的第  $i$  个坐标  $x_{i1}^{*(k+1)}$  为:

$$x_{i1}^{*(k+1)} = \mu_{x_i} + (x_{D_i}^{(k)} - \mu_{x_i}) \frac{g(\mu_x)}{g(\mu_x) - g(x_{D_i}^{(k)})}。 \quad (6)$$

(7) 反复执行 2~6 步, 直到 2 次求得的可靠度指标  $|\beta^{(k)} - \beta^{(k+1)}| < \zeta$ ,  $\zeta$  是预先设定的计算精度。

将上述方法进行计算机编程后的计算流程如图 5 所示。

取  $\zeta=0.001$ , 差值系  $f=3$ ,  $[life]_{design}=100000$ , 按照上述步骤, 迭代 14 次后得到结构的可靠度指标  $\beta=2.158$ , 失效概率  $P_f = \phi(-\beta) = 0.1548$ 。

为了确认二次响应面法的可靠性分析结果的正确性, 本文采用 Monte-Carlo 法对二次响应面法的分析结

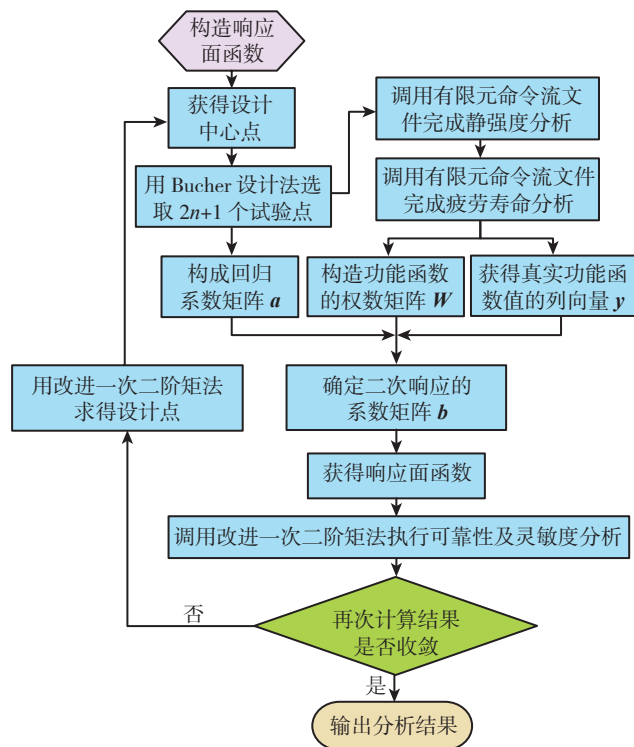


图5 二次响应面法可靠性流程图  
Fig.5 Flowchart of second response surface reliability analysis method

果进行验证。对随机变量抽样 3000 次, 得到在 100000 次设计寿命下, 吊挂结构的失效概率  $P_f = 0.1525$ 。二次响应面法与 Monte-Carlo 法得到的分析结果相对误差仅为 1.51%。但二次响应面法的计算效率远远高于 Monte-Carlo 法, 因此可以认为二次响应面法是对吊挂结构进行可靠性分析时的一种较为适用的方法。借助 Minitab 软件得到的 Monte-Carlo 法 3000 次抽样结果频率分布图见图 6。

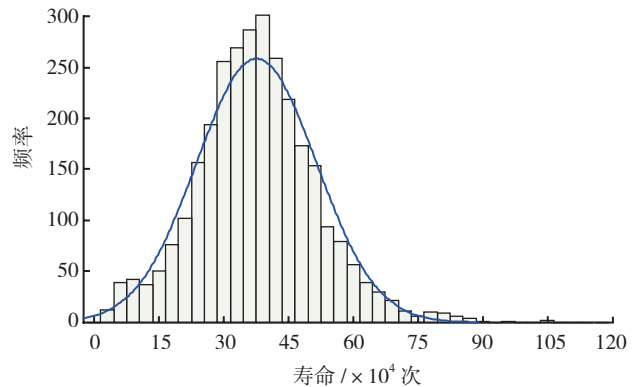


图 6 Monte-Carlo法3000次寿命抽样结果频率分布图  
Fig.6 Frequency distribution of 3000 sample life results by using Monte-Carlo method

从频率分布上可以看到, 该型号导弹吊挂的疲劳寿命集中在 370000 次左右。由于尺寸分散性的影响, 导致吊挂结构的疲劳寿命也呈现出较大的分散性。

### 2.3 灵敏度分析

可靠性灵敏度分析的目的在于研究可靠性模型中各基本随机变量或其参数变化对失效概率或可靠度指标的影响规律, 从而获得各随机变量或参数之间重要性程度的横向对比。本文中灵敏度定义为吊挂结构失效概率  $P_f$  对基本变量的均值  $\mu_i$  和标准差  $\delta_i$  的偏导数, 即均值灵敏度  $S_{\mu_i} = \partial P_f / \mu_i$  和标准差灵敏度  $S_{\delta_i} = \partial P_f / \delta_i$ 。

灵敏度计算结果见表 3。(表 3 中正值表示增大该数值会增大结构失效概率, 负值相反)。

均值灵敏度和标准差灵敏度分析结果直方图分别见图 7 和图 8。

通过灵敏度分析结果图 7、图 8 可以看出, 倒角半径是影响导弹吊挂结构疲劳寿命的最主要因素, 其次是

表 3 二次响应面法对失效概率灵敏度分析结果

基本变量	均值 /mm	标准差 /mm	均值灵敏度	标准差灵敏度
尺寸参数 B	58	0.5	-0.151684	0.070527
尺寸参数 C	5	0.02	-0.399346	0.195541
尺寸参数 R	1	0.05	-3.014904	2.786295
尺寸参数 H	60	0.5	0.113281	0.039336

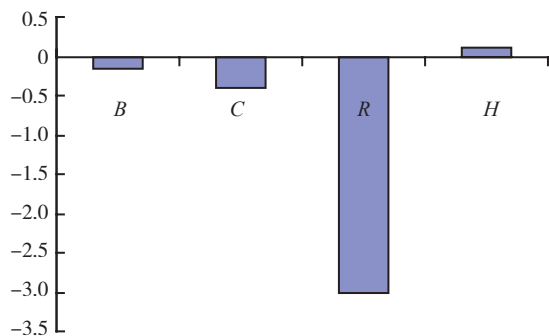


图7 二次响应面法均值灵敏度分析结果图

Fig.7 Histogram of mean value sensitivity analysis results by second response surface method

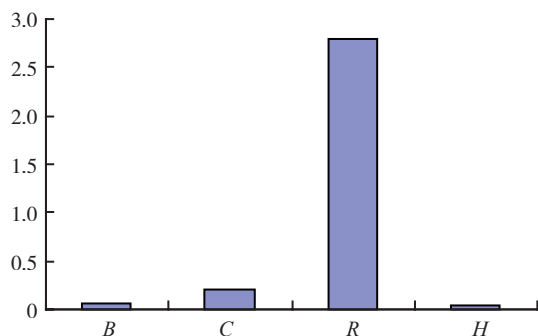


图8 二次响应面法标准差灵敏度分析结果图

Fig.8 Histogram of deviation sensitivity analysis results by second response surface method

与滑轨接触区的厚度。灵敏度分析可以为导弹吊挂结构疲劳寿命的可靠性设计提供依据,通过对主要随机变量的控制来提高寿命可靠性。

### 3 结论

本文通过有限元分析,发现导弹吊挂的倒角部位存在应力集中,是整个结构寿命最薄弱部位,其 Von Mises 最大应力为 302MPa,疲劳寿命为 367000 次。从确定性角度分析,结构满足强度和疲劳寿命设计要求。考虑到关键部位的尺寸分散性,用二次响应面法进行寿命可靠性分析发现,结构发生疲劳失效概率为 0.1548,不能满足武器装备的可靠性要求。灵敏度分析表明,倒角半径是影响导弹吊挂结构疲劳寿命的最主要因素,其次是滑轨接触区耳片厚度,尺寸分散性对导弹吊挂结构寿命影响较大。因此在导弹吊挂结构设计时应适当增大倒角半径和耳片厚度,并严格控制加工误差。

#### 参考文献

- [1] Bullough R, Greena V R. A review of methods and applications of reliability analysis for structural integrity assessment of UK nuclear plant. *Pressure Vessels and Piping*, 1999, 76: 909-919.
- [2] 刘纪涛,张为华,王中伟. 基于数论方法的结构可靠性分析.

机械工程学报,2010,46(6): 195-198.

[3] Di S M, Lomario D. A comparison between Monte Carlo and FORMs in calculating the reliability of a composite structure. *Composite Structures*, 2003, 59: 155-162.

[4] 张峰,吕震宙. 可靠性灵敏度分析的自适应重要抽样法, *工程力学*, 2008,25(4): 80-84.

[5] Lu Z, Song S, Yue Z. Reliability sensitivity method by line sampling. *Structural Safety*, 2008, 30(6): 517-532.

[6] Cheng J, Li Q, Xiao R. A new artificial neuralnetwork-based response surface method for structural reliability analysis. *Probabilistic Engineering Mechanics*, 2008, 23(1): 51-63.

[7] 高宗战,刘志群,姜志峰,等. 飞机翼梁结构强可靠性灵敏度分析. *机械工程学报*, 2010, 46(14):194-198.

[8] Jhojan, Enrique R. Stochastic and reliability analysis of fluid-structure interaction problems using finite element models. *Multidiscipline Modeling in Materials and Structures*, 2010, 6 (1): 6-22.

[9] 吕震宙. 结构机构可靠性及可靠性灵敏度分析. 北京: 科学出版社, 2009.

[10] 黄启珍. 导弹结构·材料·强度. 北京: 宇航出版社, 1996.

[11] 申志彬,唐国金,雷勇军,等. 基于 Patran 二次开发的星形药柱结构分析与设计. *固体火箭技术*, 2009, 32(2): 175-179.

[12] MSC.Software. PCL and customization. Los Angeles: The Macneal Schwendler Corporation, 2005. (责编 亦非)

(上接第 68 页)

#### 2.2.7 丝材的表面润滑

在钛合金紧固件加工过程中,需采用热镦工艺镦制出各种头型,为满足脱模要求并防止材料与模具粘连,丝材表面必须进行润滑,从而保证生产顺利进行。润滑要求较为严格,厚度和粘接力必须合适,否则将影响产品质量,为此需采用专用干膜润滑剂及涂覆技术。

### 3 结论

钛合金紧固件用丝棒材的生产过程是一个全方面质量控制的过程,应将缺陷消灭在源头即策划中,并在生产中加入多道检测控制。为满足产品尺寸和质量的一致性要求,需在各道工序质量一致性及生产自动化方面进行严格的控制和执行: 首先,需将材料成分控制在标准规定的范围内以保证高性能和一致性; 其次,在生产中需保证各种规格尺寸变形的一致性; 再次,在原材料提纯及混合、铸锭生产、大规格棒材轧制、小规格丝棒材轧制、棒材加工、丝材拉拔、表面涂润滑剂等过程均要实现自动化控制,只有这样才能保证产品质量的均匀一致,满足航空航天紧固件产品在质量一致性方面提出的要求。

#### 参考文献

- [1] 张全纯,汪裕炳,瞿履和,等. 先进飞机机械连接. 北京: 兵器工业出版社, 2000:134. (责编 良辰)