

· 结构与工艺 ·

## 零件的疲劳强度分析计算

李文红<sup>1</sup>, 黄晓春<sup>2</sup>

(1. 西安飞机工业(集团)有限责任公司, 陕西 西安 710089; 2. 东北电子技术研究所, 辽宁 锦州 121000)

**摘要:**根据设计的支架在耐久振动试验中出现的零件破坏情况,对支架的破坏原因进行了深入地分析和研究工作,其主要承力件静强度的安全系数满足要求,说明这一破坏现象属于疲劳破坏,按照疲劳破坏的理论和具体的支架受力模型,从理论计算入手,对支架进行了疲劳载荷分析计算,依据疲劳破坏理论和计算的结论,对支架中的主要承力件,采取了相关的设计和工艺技术措施,通过耐久振动试验和实际使用证明这些技术措施合理可靠,解决了支架疲劳破坏的问题,使支架满足了环境使用要求。

**关键词:**疲劳;静强度;加速度

**中图分类号:**TH114

**文献标识码:**A

**文章编号:**1673-1255(2009)06-0073-03

## Fatigue Intensity Calculation and Analysis of Mechanical Parts

LI Wen-hong<sup>1</sup>, HUANG Xiao-chun<sup>2</sup>

(1. Xi'an Aircraft Industry(Group) Company Ltd, Xi'an 710089, China;

2. Northeast Research Institute of Electronics Technology, Jinzhou 121000, China)

**Abstract:** The mechanical parts of the brackets are destroyed in oscillation experimentation, the reasons of destructions were analyzed and researched, the safety factors of the static strength of their supporting parts meet the requirements, which indicates these destructions are fatigue destructions. Based on the fatigue destroying theory and bracket models, from the beginning of the theoretical calculation the fatigue loads were analyzed. Depending on the fatigue destroying theory and the conclusions of the calculation, the correlative designs and technical measures were taken to the main supporting parts. The oscillation experimentation and actual application have proved these technical measures are reasonable and reliable, the problems of the bracket fatigue are solved and the brackets could meet the requirements of the environment.

**Key words:** fatigue; static strength; acceleration

机械上有许多零件在工作时承受着随时间变化的应力。金属的疲劳破坏和静应力有本质的不同,疲劳破坏有以下特点:金属承受的交变应力远小于其静载荷下的强度限时,破坏就可能发生。如 45# 钢承受弯曲交变应力,当  $\sigma_{\max} = -\sigma_{\min} \approx 260$  MPa 时大约经历  $10^7$  次循环即可发生断裂,而 45# 钢在静载下的强度限却高达 600 MPa;金属疲劳破坏时,其断口上呈现 2 个区域:光滑区和粗糙区;即使是塑性材料,在疲劳破坏前也没有显著的塑性变形。

金属疲劳破坏的过程可分为 3 个阶段:一是疲劳裂纹成核阶段;二是微观裂纹( $10^{-9} \sim 10^{-10}$  m)扩展阶段;三是宏观裂纹( $10^{-9} \sim 10^{-10}$  m)扩展阶段。

当金属承受的交变应力高于其疲劳限时,某些位于表面的晶粒在交变力的作用下出现滑移带。随着交变应力次数的增多,滑移带变宽并加剧而出现沿滑移带裂开的现象,这样就形成裂纹。在裂纹根部的应力集中使裂纹扩大。裂纹扩展是一个复杂现象,它与试件的外形、材料、应力类型和周围介质有关

收稿日期:2009-10-13

作者简介:李文红(1967-),女,陕西西安人,工学学士,研究方向为飞机设计与制造。

系. 裂纹扩展约占整个疲劳寿命的绝大部分, 因而其扩展是缓慢的. 在历史上曾多次发生过疲劳破坏的事例, 尤其是在高速运转的构件, 像动力机械, 疲劳破坏在构件破坏中占着很大的比例. 这一现象的出现促使人们对疲劳破坏进行研究, 并以这种对疲劳破坏的认识指导着人们的实践<sup>[1]</sup>.

## 1 零件的疲劳强度计算

该支架中的零件由零件 1、零件 2、零件 3、零件 4 组成, 其中: 零件 1 是支架的装配图; 零件 2 是支架中的连接零件; 零件 3 是支架中的另一个连接零件; 零件 4 是安装座. 支架中的主要承力件静强度计算安全系数为 1.8, 满足使用要求, 但在耐久振动试验时出现的断裂现象说明, 零件发生了疲劳破坏, 耐久振动试验的目的是考核支架在载体上规定的寿命时间内, 是否发生破坏. 该支架由于无法确定零件在载体上工作时的时间和应力的关系, 所以在计算疲劳强度时, 按耐久振动试验时给出的加速度和频率等参数进行计算和分析.

零件疲劳强度计算按振动试验 X 轴的方向进行, 见图 1. 该试验在试验台上进行. 试验过程中, 在 21 g 的加速度作用下, 在水平方向第一个轴向, 以该方向作为计算零件疲劳强度的方向. 试验持续时间为每个轴向持续时间为 6 h.

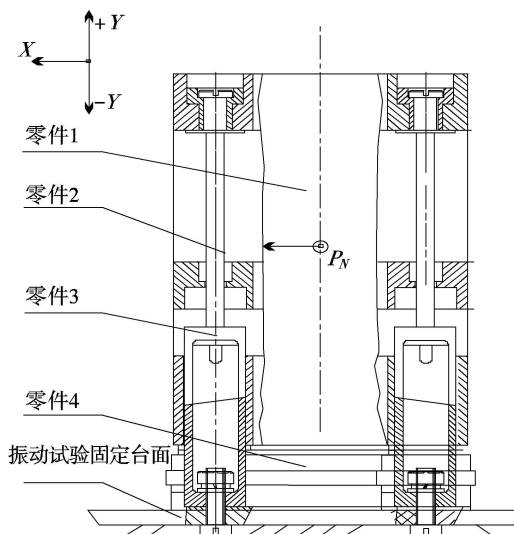


图 1 支架振动试验示意图

### 1.1 循环次数及加速度

循环次数  $N$  计算公式为

$$N = (f_1 + f_2) \div 2t \times 60 \quad (1)$$

式中,  $f_1$  为振动试验频率的起点, 单位为 Hz;  $f_2$  为振动试验频率的终点, 单位为 Hz;  $t$  为振动试验的总时间, 这里是  $6 \times 3 = 18$  h.

将各参数代入式(1)得

$$N = [(35 + 1980) \div 2] \times 18 \times 60 = 10^6 (\text{次})$$

振动试验的加速度根据振动试验支架检测值为 21 g.

### 1.2 零件 2 受力模型简化分析

零件 2、零件 3 受力及约束位置如图 2 所示, B、C、D 3 点是零件 2、零件 3 的相互连接点, 也是约束位置, 力  $P_N$  作用点为 A 点.

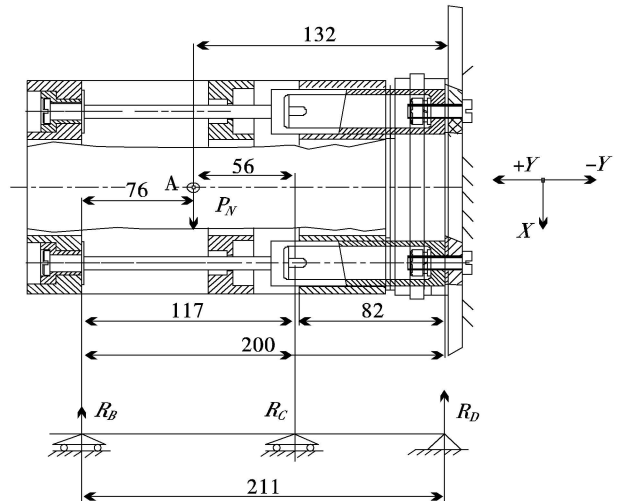


图 2 支架受力简图

#### 1.2.1 零件 1 支反力的确定

$P_N$  根据式(2)计算为

$$P_N = (P_{\text{零件1}})a \quad (2)$$

式中,  $P_N$  为在载体 21 g 加速度的作用下, 支架所受的力;  $P_{\text{零件1}}$  为零件 1 的质量, 为 12.5 kg;  $a$  为振动试验的加速度,  $a = 21$  g (振动试验支架检测值).

将各参数代入式(2)得

$$P_N = 12.5 \times 21 \times 10 = 2\ 625 \text{ N}$$

作用在每一个零件 2 上的作用力  $P_{N1}$  计算公式为

$$P_{N1} = (1/K)P_N \quad (3)$$

式中,  $K$  为零件 2 数量,  $K = 2$ .

将该参数代入式(3)得

$$P_{N1} = 0.5 \times 2\ 625 = 1\ 313 \text{ N}$$

由于零件2、零件3的D、B、C3点约束,所以,设  $R_D = R_C = R_B = (1/3)P_N1 = 438$ 。

根据  $R_B$ 、 $R_C$  可以得到零件2的剪力图Q、弯矩图M见图3所示。

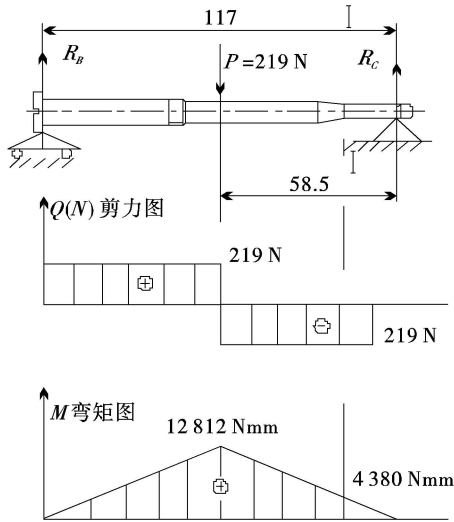


图3 零件2内力图(Q为剪力图、M为弯矩图)

### 1.2.2 零件2有效集中系数及疲劳限 $\sigma_{-1}$ 的确定

根据零件2的设计参数,扭转时有效应力集中系数查得  $k_\sigma = 1.1$ ;  $k_\tau = 1.05$ ;  $\sigma_{-1} = 610$  MPa。

### 1.2.3 零件2工作正应力 $\sigma_\sigma$ 、剪应力 $\tau_\sigma$ 计算

零件2工作正应力  $\sigma_\sigma$  由计算公式得

$$\sigma_\sigma = M/W \quad (4)$$

式中,  $\sigma_\sigma$  为零件2 I-I 截面正应力,单位为 MPa; M 为零件2 I-I 截面弯矩,查得 4 380 Nmm; W 为零件2 I-I 截面上抗弯截面系数,计算得 12.2 mm<sup>3</sup>。

将以上各参数代入式(4)得

$$\sigma_\sigma = 4\,380/12.2 = 359 \text{ MPa.}$$

零件2的工作剪应力  $\tau_\sigma$  计算公式为

$$\tau_\sigma = Q/S \quad (5)$$

式中,  $\tau_\sigma$  为零件2上的 I-I 截面剪应力,单位为 MPa; Q 为零件2上的剪力,由图3查得 219 N; S 为零件2 I-I 截面面积,为 19.6 mm<sup>2</sup>。

将各参数代入式(5)得

$$\tau_\sigma = 219/19.6 = 12 \text{ MPa}$$

### 1.2.4 零件2疲劳强度安全系数的确定

安全系数  $S_\sigma$  为

$$S_\sigma = \sigma_{-1}/(k_\sigma \sigma_\sigma) \quad (6)$$

将各参数代入式(6)得

$$S_\sigma = 610/(1.1 \times 359) = 1.54$$

安全系数  $S_\tau$  为

$$S_\tau = \tau_{-1}/(k_\tau \tau_\sigma) \quad (7)$$

将各参数代入式(7)得

$$S_\tau = (610 \times 0.75)/(1.05 \times 12) = 36$$

零件2疲劳强度安全系数计算公式为

$$S = (S_\sigma S_\tau)/(S_\sigma^2 + S_\tau^2)^{1/2} < [S] \quad (8)$$

将各参数代入式(8)得

$$S = (1.54 \times 36)/(1.54^2 + 36^2)^{1/2} = 1.54$$

查得  $[S] = 1.5 \sim 1.8$ 。

### 1.2.5 零件2疲劳强度计算结论

按上面的计算,  $S = 1.54 < [S] = 1.5 \sim 1.8$ , 疲劳计算安全系数满足许用安全系数的要求,如果将零件2的硬度值为 HRC30~35,  $S = 1.4$ , 不满足式(8)的要求<sup>[2-3]</sup>。

## 2 结 束 语

根据计算和工程实践,对零件2在耐疲劳强度方面,采取了如下措施:零件外形增大圆角设计;提高零件局部表面质量的设计;增加零件局部尺寸精度设计;将零件热处理改为等温淬火;硬度 HRC 设计为 36~40,在该范围内,该材料无论是强度还是冲击韧性,均有所提高,尤其是冲击韧性,提高 131%;疲劳强度提高 26%。等温淬火适合截面直径小于 25 mm 的零件,而零件2截面直径:毛坯状态为 16 mm,成型后直径为 5~15 mm。

改进后的零件,满足了实际使用和耐久振动试验的要求。实践证明:提高零件表面粗糙度和尺寸精度、选择合适的表面热处理方法、设计合理的圆角过渡及合理的工艺等技术措施,对于在工作时承受随时间变化应力的零件,必须进行耐疲劳分析设计,以保证其在工作寿命中的可靠性。

### 参考文献

- [1] 苏翼林.材料力学[M].天津:天津大学材料力学教研室,1980.
- [2] 《机械设计手册》联合设计编写组.机械设计手册[Z],1982.
- [3] 沈真,唐啸东,陈普会.复合材料飞机结构损伤容限和耐久性设计初探[J].航空学报,1991(12).