

常规载荷与振动环境共同作用下导弹 接头吊耳的疲劳寿命计算

石 鑫, 吴富强, 罗齐文, 黄 杰

(南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对导弹接头吊耳在常规载荷和振动环境共同作用下产生的疲劳问题, 提出了一种结构疲劳寿命预测方法。首先, 基于两种载荷作用下金属材料的疲劳失效特征共性, 建立了对应载荷下两种疲劳损伤的累加规则; 其次, 采用 Miner 理论和 Dirlik 模型分别计算两种载荷下结构的疲劳损伤值; 最后, 通过对两种疲劳损伤的综合计算, 建立了结构疲劳寿命的预测方法。使用该方法对导弹接头吊耳在两种载荷共同作用下的疲劳寿命进行了分析计算。

关键词: 常规载荷; 振动环境; 吊耳; 疲劳破坏; 寿命预测

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2021) 01-0057-08

Fatigue Life Calculation of Missile Lug Under Conventional Load and Vibration Environment

SHI Xin, WU Fuqiang, LUO Qiwen, HUANG Jie

(National Defense Key Discipline Laboratory of Advanced Aircraft Design Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at the fatigue problem of missile lug under combined action of conventional load and vibration environment, a method of structural fatigue life prediction is proposed. First, the accumulation rules of two kinds of fatigue damage under corresponding loads was established based on the common characteristics of metal fatigue failure. Then, Miner theory and Dirlik model are used to calculate the fatigue damage values of the structure under two kinds of loads. Finally, the prediction method of structural fatigue life is established through the comprehensive calculation of the two kinds of fatigue damage. In this paper, the fatigue life of a missile lug under two kinds of loads has been analyzed by using this method.

Key words: Conventional load; Vibration environment; Lifting lug; Fatigue failure; Life prediction

0 引言

导弹在随载机执行任务的过程中, 会受到多种循环载荷的共同作用^[1], 从而引发结构疲劳问

题。在诸多载荷中, 常规载荷和振动环境是两种起主要作用的载荷。前者主要发生在飞机执行任务的大多数阶段, 如飞机在起降、爬升和空中巡航的过程中, 飞行速度的大幅度改变和各种机动

收稿日期: 2020-09-09; 修订日期: 2020-10-26

基金项目: 国家自然科学基金 (52002181); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 石鑫 (1996-), 男, 硕士在读, 主要研究方向为结构振动疲劳。E-mail: shixin199601@163.com

通信作者简介: 吴富强 (1979-), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为复合材料疲劳、飞机结构设计。

E-mail: stonewu@nuaa.edu.cn

动作都会对导弹结构产生复杂的常规疲劳载荷。后者主要来源于导弹的挂飞振动和机动飞行振动,其中挂飞振动是指导弹在飞机携带下受到的振动,主要由气动扰流诱发,表现为 $20\sim 2\,000\text{ Hz}$ 的宽带随机振动,振动时间相对较长,振动量值相对较小,且其值的大小跟导弹的外形、质量密度、安装位置和飞行动压等有关^[2];机动飞行振动是指飞机进行高性能机动飞行时在导弹上引起的振动,例如飞机在做大角度攻击时所产生的机动抖振,此类振动主要集中于低频阶段,虽然持续时间很短,但振动量值非常高^[3]。

为了保证导弹在各种复杂载荷作用下的发射精确性和飞机整体安全性,需要对导弹结构的疲劳性能和寿命进行分析计算。国外对导弹在振动环境下的结构力学响应研究起步较早,研究成果也相对较多^[4],且已经形成了相关的试验标准^[5]。国内目前也对该领域展开了相关研究,樊会涛^[6]对空空导弹振动的试验条件进行了探讨,张翼等^[7]对导弹的吊挂装置在振动载荷下的疲劳损伤和寿命进行了计算,李记威等^[8]对导弹发动机装药结构在挂飞振动下的疲劳寿命进行了分析。但是现阶段对导弹,尤其是接头吊耳在常规载荷和振动环境共同作用下的疲劳性能研究仍很少。

本文从常规载荷和振动环境作用下金属疲劳破坏特点的共性出发,对两种载荷同时作用下金属疲劳损伤的累积特性进行研究。结合 Miner 理论和 Dirlik 模型建立结构疲劳寿命计算方法,对常规载荷和振动环境共同作用下的某型导弹接头吊耳的疲劳寿命进行分析计算。

1 金属疲劳破坏机制分析

金属材料在循环载荷作用下会发生疲劳破坏。在常规载荷下,材料内部首先会在一些晶粒处出现短而细的滑移线,并呈现出阶梯式的滑移台阶。随着载荷循环次数的继续增加,在原滑移线的附近又会出现新的滑移线并逐渐形成较宽的滑移带,进一步增加应力循环次数,滑移带的尺寸和数量明显增加,疲劳裂纹就在滑移量大的滑移带中产生。在这些滑移带中,原滑移会在金属表面引起侵入和挤出,它们在交变应力的作用下会因为两端运动受阻而造成位错堆积,当位错塞积到一定程度,便会在晶界处诱发疲劳裂纹。疲劳源区是疲劳裂纹萌生的区域,一般在试样或者零件的表

面或者次表面,它是最早形成的断口,该区裂纹扩展缓慢,裂纹反复张开闭合引起断口表面摩擦,因此一般比较平整光滑。疲劳弧线是金属疲劳断口最基本的宏观形貌特征,它在疲劳裂纹稳定扩展阶段形成,并与裂纹扩展方向垂直,样貌类似于贝壳或者海滩。当疲劳裂纹达到临界尺寸时,试样或者零件会发生瞬时断裂,该区域的断口特征与静载断裂的断口特征极其相似。常规载荷作用下的典型疲劳断口形貌如图 1 所示^[9]。

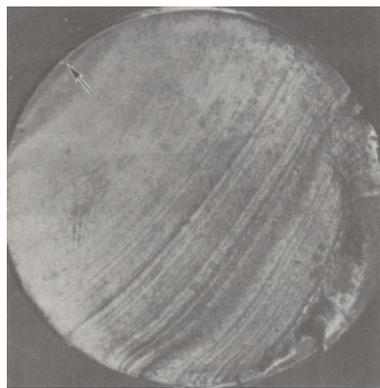


图 1 常规载荷下金属断口形貌

Fig. 1 Fracture morphology of metal under conventional load

刘丽玉等^[10]对振动环境下金属的疲劳破坏进行了试验研究,其典型的疲劳断口如图 2 所示。



图 2 振动环境下金属断口形貌

Fig. 2 Fracture morphology of metal under vibration environment

振动环境能够有力地触发材料内部位错的发生。金属在振动环境的作用下,位错不断运动滑移,而位错在运动的过程中也会伴随着位错的增值,在激振力的作用下,先期产生的位错逐渐运动并会遇到晶界等的阻碍而停下来,同时位错源会不断激发出新的位错随之前的位错运动,直到停止在先期位错的后面,形成位错塞积群,当位错塞积群达到一定程度,便会引发疲劳裂纹。从图 2 中可以看出,振动疲劳裂纹起源于试件的棱边表面,源区可以观察到明显的交叉滑移等特征。

而疲劳裂纹在扩展过程中,开始出现疲劳弧线,它是瞬断前疲劳裂纹沿线的宏观塑性变形痕迹。试件在最终断裂时,其瞬断区表现为粗糙的平断口。

对比分析金属在常规载荷与振动环境下的典型疲劳断口形貌可见,金属在常规载荷和振动环境作用下的破坏过程是基本一致的,疲劳断口都是由疲劳源区、裂纹扩展区和瞬时断裂区 3 部分组成。因此,本文分析认为:在常规载荷和振动环境作用下,金属材料的疲劳破坏规律是相同的,只是载荷的作用方式不同,所以二者产生的疲劳损伤类别是相同的。结构在上述两种载荷共同作用下产生的疲劳损伤为

$$D_G = D_C + D_V \quad (1)$$

式中, D_G 为外加载荷在结构中引起的总损伤, D_C 为常规载荷引起的损伤, D_V 为振动环境引起的损伤。

2 结构疲劳寿命分析

2.1 常规载荷作用下结构的疲劳损伤计算

常规载荷作用下,有许多方法^[11]计算结构的疲劳寿命。其中在进行变幅载荷寿命分析时,会采用疲劳损伤累积准则对结构的疲劳损伤进行计算。而现阶段,工程中最为常用的损伤累积准则是 Miner 理论。鉴此,本文也采用 Miner 理论计算常规载荷下结构的疲劳损伤,即

$$D_C = \sum_{i=1}^M \frac{n_i}{N_i} \quad (2)$$

式中, N_i 为对应当前载荷水平 S_i 的疲劳寿命, n_i 为第 i 级载荷水平 S_i 下的载荷循环次数, M 为载荷水平级数。

2.2 振动环境作用下结构的疲劳损伤计算

工程中结构受到的振动环境一般是一个随机过程,因此振动疲劳是结构在随机振动载荷下的疲劳失效问题。目前研究人员在计算振动疲劳寿命时,使用最多的是结构频域疲劳寿命分析方法^[11],它采用应力或应变响应谱参数描述结构响应的幅值信息,并结合材料的疲劳寿命曲线以及疲劳损伤累积理论对结构寿命进行估算。

2.2.1 Dirlik 模型

在结构振动疲劳寿命计算的频域法中,需要对结构应力响应的随机过程进行量化描述,给出应力幅值分布的计算函数。Dirlik^[12]通过对 70 多

种不同形状的功率谱密度函数进行统计分析后,给出了一个经验表达式

$$p(S) = \frac{D_1 e^{-\frac{Z}{Q}} + \frac{D_2 Z}{R^2} e^{-\frac{Z^2}{2R^2}} + D_3 Z e^{-\frac{Z^2}{2}}}{2\sqrt{m_0}} \quad (3)$$

式中

$$D_1 = \frac{2(\chi_m - \gamma^2)}{1 + \gamma^2}, D_2 = \frac{1 - \gamma - D_1 + D_1^2}{1 - R},$$

$$D_3 = 1 - D_1 - D_2$$

$$Q = \frac{1.25(\gamma - D_3 - D_2 R)}{D_1}, R = \frac{\gamma - \chi_m - D_1^2}{1 - \gamma - D_1 + D_1^2}$$

$$\gamma = \frac{m_2}{\sqrt{m_0 m_4}}, \chi_m = \frac{m_1}{m_0} \sqrt{\frac{m_2}{m_4}}, Z = \frac{S}{2\sqrt{m_0}}$$

Dirlik 模型基本参数较少,简单实用,且具有较高的精度,是工程实践中最常用的描述模型。但该模型没有足够的理论支撑,有些情况下 Dirlik 方法会给出偏危险的估算结果。

2.2.2 振动疲劳寿命分析

对结构平稳随机过程中的连续分布应力状态,在范围 $(S_i, S_i + \Delta S_i)$ 内的载荷循环次数为

$$n_i = \nu T p(S_i) \Delta S_i \quad (4)$$

式中, ν 表示单位时间内的应力循环次数, T 为应力区间 $(S_i, S_i + \Delta S_i)$ 对应的时间, $p(S_i)$ 表示应力幅值概率密度函数,即应力水平 S_i 的出现概率。

在振动疲劳载荷作用下,将载荷所造成的损伤线性叠加有

$$D = \nu T \sum \frac{p(S_i) \Delta S_i}{N_i} \quad (5)$$

如果是连续应力,则式(5)可写为

$$D = \nu T \int_{S_{ae}}^{\infty} \frac{p(S)}{N(S)} dS \quad (6)$$

式中, $N(S)$ 表示应力水平 S 对应的材料疲劳寿命, S_{ae} 为材料理论疲劳极限。

当疲劳损伤 $D = D_{CR} = 1$ 时结构发生破坏,结构振动疲劳寿命 T 为

$$T = \frac{1}{\nu \int_{S_{ae}}^{\infty} \frac{p(S)}{N(S)} dS} \quad (7)$$

如果在飞行过程中,各类型振动的持续时间已知,那么在单次飞行过程中振动环境产生的损伤为

$$D_V = \sum_{j=1}^k \frac{t_j}{T_j} \quad (8)$$

式中, t_j 为一次飞行任务中某种振动载荷持续的时

间, T_j 为该种振动载荷下结构的疲劳寿命, k 为振动类型总数。

2.3 S-N 曲线

对结构进行常规载荷与振动环境下的寿命计算时, 都需要用到材料的 S-N 曲线。

S-N 曲线反映了外加应力与材料疲劳寿命之间的关系, 用于评估材料或者结构的疲劳强度, 是预测结构疲劳寿命的基础, 全寿命区内 S-N 曲线模型更是结构疲劳寿命估算的重要依据。吴富强等^[13] 根据疲劳寿命曲线在 3 个区域内的特点, 提出了疲劳寿命曲线模型

$$\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_b} = 1 + m \left(e^{-\left(\frac{\lg N}{b}\right)^a} - 1 \right) \quad (9)$$

式中, σ_{\max} 为相应载荷水平下施加在材料上的最大疲劳应力, σ_b 为材料在加载方向上的静强度, N 为材料在相应载荷水平下的疲劳寿命, m , a 和 b 为材料参数。

2.4 结构疲劳寿命计算

计算结构在常规载荷和振动环境共同作用下的寿命时, 首先要分别求出两种载荷下结构的疲劳损伤值, 再将二者的疲劳损伤累加起来计算结构的疲劳寿命大小。基于 Miner 积理论和 Dirlik 模型, 并结合式 (2) 和 (8), 可以得到结构在一次飞行任务中产生的损伤

$$D_G = \sum_{i=1}^M \frac{n_i}{N_i} + \sum_{j=1}^k \frac{t_j}{T_j} \quad (10)$$

本文认为, 当累积损伤达到 $D_G = D_{CR} = 1$ 时结构发生破坏, 因此结构疲劳寿命 T_G 为

$$T_G = \frac{1}{\sum_{i=1}^M \frac{n_i}{N_i} + \sum_{j=1}^k \frac{t_j}{T_j}} \quad (11)$$

结构疲劳寿命计算的流程如图 3 所示。

3 吊耳疲劳寿命计算

3.1 吊耳结构

以导弹的接头吊耳为例, 计算其在常规载荷和振动环境共同作用下的疲劳寿命。已知导弹质量为 600 kg, 其接头吊耳结构形式符合《GJB 1C-2006 机载悬挂物和悬挂装置接合部位的通用设计准则》规定, 前后吊耳间距为 762 mm。吊耳顶部通过吊耳孔与载机相连, 底部通过螺纹方式与弹体相连接。根据结构的几何构型、连接形式以及载荷特点等因素建立基本模型, 并对模型进行结构有限元分析。吊

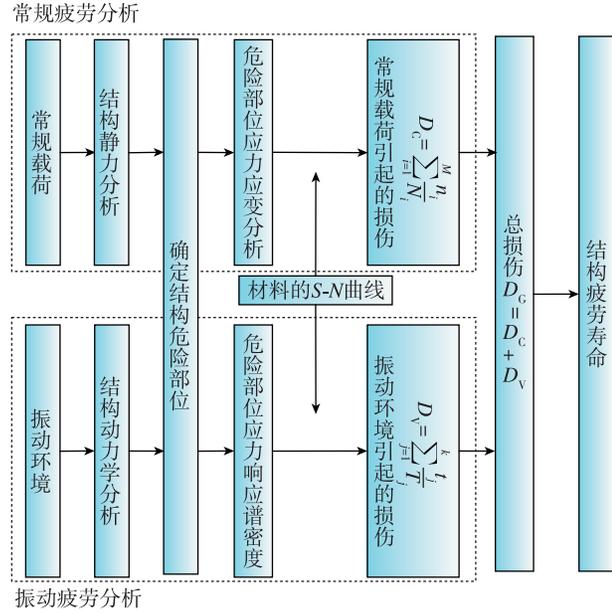


图 3 结构疲劳寿命分析流程

Fig. 3 Fatigue life analysis process of structure

耳的有限元模型如图 4 所示。



图 4 吊耳有限元模型

Fig. 4 Finite element model of lifting lug

3.2 吊耳的材料性能

吊耳材料采用 30CrMnSiA 结构钢, 它的基本属性如表 1 所示。

表 1 室温下 30CrMnSiA 结构钢的材料性能

Tab. 1 Basic performance of 30CrMnSiA under room temperature

拉伸强度 σ_b /MPa	弹性模量 E /GPa	泊松比	密度 ρ / (g/cm ³)
1 132	206	0.3	7.75

3.3 载荷形式

3.3.1 常规载荷

飞机在一次完整的飞行任务中, 经历起飞—爬

升—巡航—空战—着陆等多个任务阶段，接头吊耳受到机体给它的常规疲劳载荷如表 2 所示。

表 2 导弹吊耳单个飞行小时常规疲劳载荷谱
Tab. 2 Single flight hour conventional fatigue load spectrum of missile lug

级数	n_y		n_z		频次
	最大值	最小值	最大值	最小值	
1	—	—	7.5	0.75	2
2	—	—	6.85	1.37	10
3	—	—	3.5	1.4	1 000
4	2.2	-1.32	2.6	-1.56	30

3.3.2 振动环境

导弹接头吊耳在飞行过程中受到机体传递给它的机动抖振。机动抖振谱如图 5 所示^[14]， f_n 为导弹的一阶弯曲模态频率。

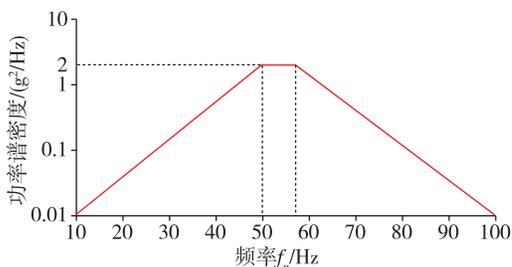


图 5 机动抖振试验频谱
Fig. 5 Buffeting test spectrum

3.4 有限元计算

3.4.1 名义应力计算

本文在进行常规疲劳分析时选用的方法是名义应力法。采用该方法分析结构在常规载荷下的疲劳寿命时，首先要确定危险部位的应力集中系数、名义应力大小以及所施加外加载荷的应力比 R ，再结合材料的 $S-N$ 曲线和式 (2) 进行损伤的计算。

对吊耳底部螺纹处施加固定约束，载荷以均布的形式进行加载，施加方式如图 6~7 所示，利用有限元软件计算它在受到表 2 各级载荷时的名义应力大小，结果如图 8~11 所示。

从有限元计算结果可以看出，吊耳在受到前两级疲劳载荷作用时，危险部位出现在吊耳零件的内孔上圆角处，因为此处容易产生应力集中；而吊耳在受到后两级疲劳载荷作用时，危险部位出现在耳片侧面位置。

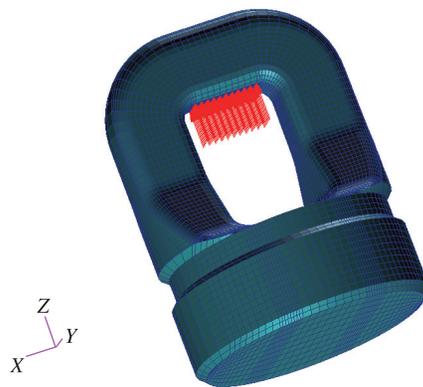


图 6 垂向常规载荷加载方式
Fig. 6 Vertical conventional load

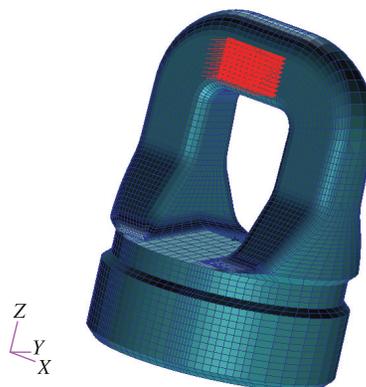


图 7 航向常规载荷加载方式
Fig. 7 Conventional load for heading

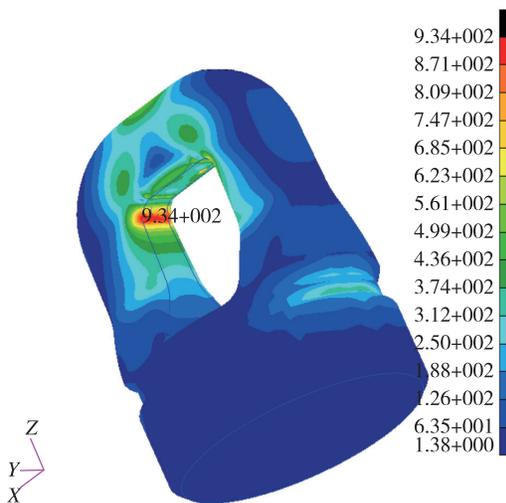


图 8 $n_z = 7.5$ 时吊耳应力云图 ($R = 0.1$)
Fig. 8 Stress contour of lifting lug when $n_z = 7.5$ ($R = 0.1$)

3.4.2 随机振动响应分析

频域法通过有限元分析获得结构危险部位的应力功率谱密度，然后结合应力幅值概率密度函数计算幅值的概率分布，最后结合式 (6) ~ (8)

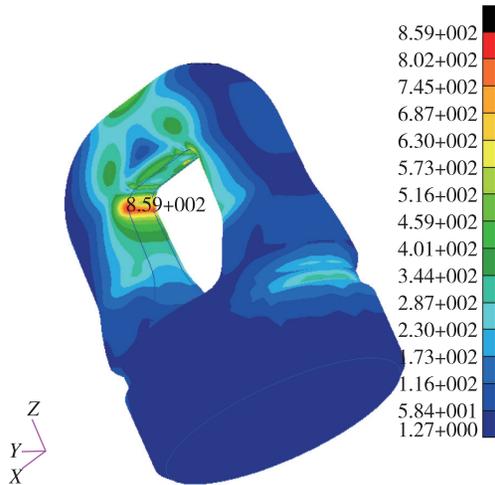


图 9 $n_z = 6.85$ 时吊耳应力云图 ($R = 0.2$)

Fig. 9 Stress contour of lifting lug when $n_z = 6.85$ ($R = 0.2$)

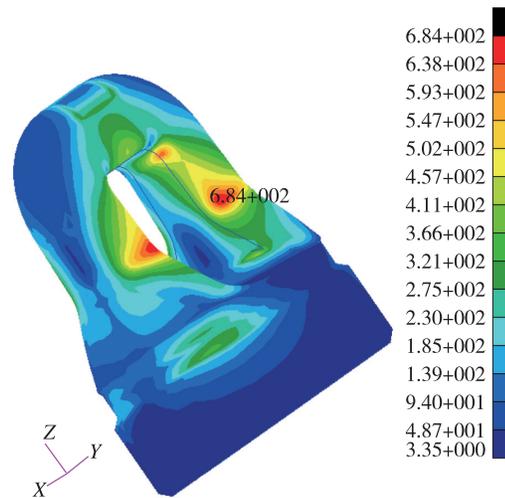


图 11 $n_y = 2.2, n_z = 2.6$ 时吊耳应力云图 ($R = -0.6$)

Fig. 11 Stress contour of lifting lug when $n_y = 2.2, n_z = 2.6$ ($R = -0.6$)

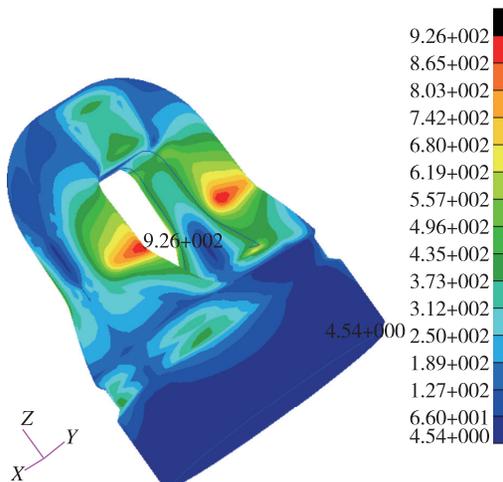


图 10 $n_y = 3.5$ 时吊耳应力云图 ($R = 0.4$)

Fig. 10 Stress contour of lifting lug when $n_y = 3.5$ ($R = 0.4$)

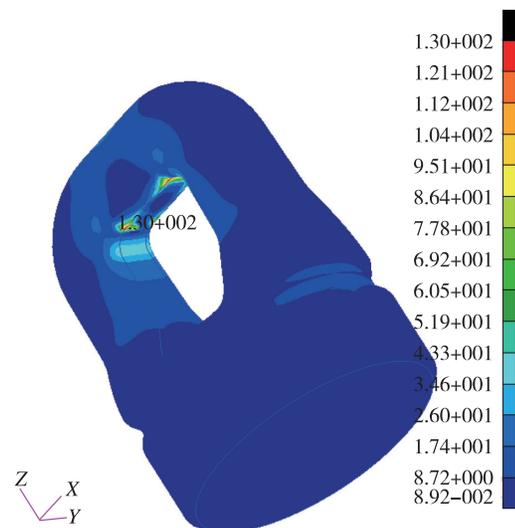


图 12 吊耳的 Mises 均方根应力云图

Fig. 12 Mises root mean square stress contour of lifting lug

进行损伤的计算。

对吊耳进行随机响应分析, 载荷作用方向为垂向, 作用面与图 6 相同, 基于结构振动特性的综合分析, 本系统的模态阻尼值取 0.03。

在机动抖振谱作用下, 吊耳结构的 Mises 均方根应力云图如图 12 所示。

从随机响应的分析结果看, 吊耳的危险部位位于垂向方向上与载机接触的吊耳耳片内侧, 这是载荷作用位置、吊耳自身结构和应力集中等共同作用的结果。

3.5 吊耳 S-N 曲线

吊耳在实际工作过程中会受到复杂的疲劳载荷, 各载荷的应力比不尽相同。根据吊耳的结构特点可知, 其内孔上圆角处存在明显的应力集中。因此, 为保证疲劳寿命计算结果的精确性, 本文根据目前常用手册^[15]中提供的应力集中系数计算方法, 得其 $K_t = 2.8$, 再利用目前已知的材料疲劳试验数据^[16], 结合式 (9) 的疲劳寿命曲线模型, 通过 Goodman 公式修正得到所需应力比和应力集中系数时的 S-N 曲线, 结果如图 13 所示。

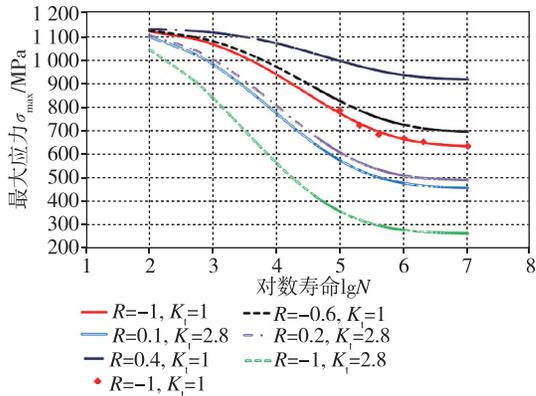


图 13 30CrMnSiA 结构钢 S-N 曲线

Fig. 13 S-N curves of 30CrMnSiA structural steel

3.6 疲劳损伤计算

根据吊耳结构的有限元计算结果,确定了吊

耳危险部位所在的单元,依据名义应力法和 Dirlik 模型,分别对吊耳在常规载荷和振动环境作用下的损伤进行计算,最后得到的单个飞行小时中各个单元产生的损伤如表 3 所示。

3.7 疲劳寿命计算

从上述计算结果来看,吊耳最危险的地方,即图 12 中应力均方根值最大的地方,其每个飞行小时产生的总损伤为

$$D_G = \sum_{i=1}^M \frac{n_i}{N_i} + \frac{t}{T} = 7.29 \times 10^{-3} \quad (12)$$

据此,可以计算出吊耳的疲劳寿命为

$$T_G = \frac{1}{D_G} = 137 \quad (13)$$

该吊耳的疲劳寿命为 137 个块谱,即 137 飞行小时。

表 3 导弹吊耳单个飞行小时产生的损伤

Tab. 3 Damage of missile lug in single flight hour

单元	常规疲劳损伤 D_C				振动疲劳损伤 D_V	总损伤 D_G
	1 级载荷	2 级载荷	3 级载荷	4 级载荷		
Elm 77503	2.83×10^{-5}	3.59×10^{-5}	0	0	7.23×10^{-3}	7.29×10^{-3}
Elm 104843	2.13×10^{-5}	2.26×10^{-5}	0	0	7.17×10^{-3}	7.21×10^{-3}
Elm 104756	1.15×10^{-3}	1.82×10^{-3}	0	0	2.27×10^{-6}	2.97×10^{-3}
Elm 80459	0	0	6.09×10^{-4}	0	0	6.09×10^{-4}
Elm 80603	0	0	6.09×10^{-4}	0	0	6.09×10^{-4}

4 结论

1) 通过分析常规载荷与振动环境下金属材料的疲劳损伤机理,提出了二者共同作用时的疲劳损伤累加规则,并结合 Miner 理论和 Dirlik 模型,建立了一个两种载荷共同作用下结构疲劳寿命的预测方法。

2) 采用该方法对接头吊耳进行了疲劳寿命分析,结果表明:在当前载荷作用下,吊耳的疲劳危险部位是内孔上圆角处,疲劳寿命为 137 h。

3) 当前载荷状态下,接头吊耳在振动载荷作用下产生的疲劳损伤比常规载荷作用下产生的疲劳损伤更大,振动环境对吊耳疲劳寿命的影响更严重,这是因为机动抖振引起的振动环境更为严酷。

参考文献

[1] 中国人民解放军总装备部.GJB 1C-2006 机载悬挂物

和悬挂装置接合部位的通用设计准则[S].2006.

[2] 郭迅,郭强岭.空空导弹振动试验条件分析[J].装备环境工程,2012,9(3):99-103.
 [3] 郭强岭,李立名.空空导弹挂飞振动试验条件探讨[J].航空兵器,2003(6):21-23.
 [4] Frost W G, Tucker P B, Waymon G R. Captive carriage vibration of air-to-air missiles on fighter aircraft [J]. Journal of Environmental Sciences, 1978, 21 (5):11-16.
 [5] MIL-STD-810G. Environmental engineering considerations and laboratory tests[S].2014.
 [6] 樊会涛.空空导弹挂飞振动试验探讨[J].航空兵器,1997(5):12-15.
 [7] 张翼,杨晨,罗杨阳.随机振动载荷下导弹吊挂疲劳寿命分析 [J]. 机械科学与技术, 2013, 32 (11): 1675-1679.
 [8] 李记威,房雷,周建军,等.某空空导弹发动机装药挂飞振动疲劳寿命分析[J].弹箭与制导学报,2016,36 (1):89-92.
 [9] 钟群鹏,赵子华.断口学[M].北京:高等教育出版

- 社, 2006.
- [10] 刘丽玉, 高翔宇, 杨宪锋, 等. DD6 单晶高温合金振动疲劳性能及断裂机理[J]. 材料工程, 2018, 46(02): 128-133.
- [11] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 科学出版社, 2019.
- [12] Dirlik T. Application of computers in fatigue analysis [D]. Warwick University, 1985.
- [13] 吴富强, 姚卫星. 一个新的材料疲劳寿命曲线模型[J]. 中国机械工程, 2008, 19(13): 1634-1637.
- [14] 中国人民解放军总装备部. GJB 150.16A-2009 军用设备环境试验方法振动试验[S]. 2009.
- [15] 航空工业部科学技术委员会. 应力集中系数手册[M]. 北京: 高等教育出版社, 1990.
- [16] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册(第1卷)[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.

引用格式: 石鑫, 吴富强, 罗齐文, 等. 常规载荷与振动环境共同作用下导弹接头吊耳的疲劳寿命计算[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(1): 57-64.

Citation: Shi X, Wu F Q, Luo Q W, et al. Fatigue life calculation of missile lug under conventional load and vibration environment [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(1): 57-64.