

随机振动载荷下导弹滑块疲劳寿命分析

千延力¹, 胡恒建¹, 郇光周^{1*}, 朱瑞², 孟伶智¹, 袁敏²

(1. 陕西中天火箭技术股份有限公司, 西安 710025; 2. 西安航天三沃机电设备
有限责任公司, 西安 710100)

摘要: **目的** 对某一特定型号的导弹滑块, 进行结构振动疲劳寿命分析, 研究其在挂飞期间随机振动载荷可能导致的疲劳破坏问题。**方法** 首先, 通过有限元对导弹的仿真模型进行前 3 阶模态分析。其次, 为了更贴近实际的挂飞环境, 进行功能振动分析, 并与试验结果对比, 验证仿真模型符合工程使用要求。最后, 应用振动疲劳寿命分析中的经典 Miner 线性累计损伤理论, 对导弹滑块在挂飞振动下的疲劳损伤状况和预期使用寿命进行研究和估算。**结果** 对比有限元模拟结果与模态试验数据, 两者间的误差小于 10%, 验证了模型的准确性。此外, 挂机振动分析结果与振动试验数据具有一致性, 印证了模型中所采用的阻尼参数的正确性。**结论** 该型号导弹滑块在承受挂飞振动条件下, 能够达到至少 65 次飞行任务, 总计 400 h 的耐用性要求, 为导弹系统的设计改进和安全性评估提供了设计理论依据。

关键词: 螺栓; 滑块; 螺栓联接; 预紧力; 导弹; 冲击响应; 有限元模型

中图分类号: TJ760 **文献标志码:** A **文章编号:** 1672-9242(2024)10-0039-07

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2024.10.005

Fatigue Life Analysis of Missile slider in Random Vibration Load

QIAN Yanli¹, HU Hengjian¹, HUAN Guangzhou^{1*}, ZHU Rui², MENG Lingzhi¹, YUAN Min²

(1. Shaanxi Zhongtian Rocket Technology Co., Ltd., Xi'an 710025, China; 2. Xi'an Space Three Walter Mechanical and Electrical Equipment Co., Ltd., Xi'an 710100, China)

ABSTRACT: The work aims to conduct a structural vibration fatigue life analysis on a specific model of missile sliders, and delve into the fatigue failure problem that may be caused by random vibration loads during suspension flight. Firstly, a comprehensive simplified model of the missile was analyzed for the first three modes using the finite element method. Secondly, in order to better fit the actual suspension flight and flying environment, a functional vibration analysis was conducted. The experiment results were compared to verify that the model met the requirements of engineering use. Finally, the classic Miner linear cumulative damage theory in the vibration fatigue life analysis was applied to conduct in-depth research and estimation of the fatigue damage status and predicted service life of missile sliders under suspension flight vibration. Through comparing the finite element simulation results with ground experimental data, it was found that the error between the two was less than 10%, which verified the high accuracy of the model. In addition, the analysis results of the suspension flight vibration were consistent with the independent vibration test data, confirming the correctness of the damping parameters used in the model. The missile

收稿日期: 2024-04-26; 修订日期: 2024-07-10

Received: 2024-04-26; Revised: 2024-07-10

引文格式: 千延力, 胡恒建, 郇光周, 等. 随机振动载荷下导弹滑块疲劳寿命分析[J]. 装备环境工程, 2024, 21(10): 39-45.

QIAN Yanli, HU Hengjian, HUAN Guangzhou, et al. Fatigue Life Analysis of Missile slider in Random Vibration Load[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(10): 39-45.

*通信作者 (Corresponding author)

slider of this model can achieve durability requirements of at least 65 flight missions and a total of 400 hours under suspension flight vibration conditions, providing strong theoretical basis for the design improvement and safety evaluation of missile systems.

KEY WORDS: bolt; slider; bolt connection; preload; missile; response impact; finite element model

滑块是机载导弹导轨发射系统不可或缺的关键组件,作为导弹与发射架之间的主要机械接口,在滑块设计时,需遵循相关技术规范,同时确保其具有满足设计要求的机械强度和耐用性,以提升机载导弹武器系统的整体安全性。因此,滑块在导弹系统设计的初期阶段就被视为核心组件,其强度和寿命分析是设计流程中的核心环节。

相较于导弹的其他结构部件,滑块的工作环境更为苛刻。历史型号的研发经验及过往故障分析显示,滑块常见的失效模式是挂飞过程中的疲劳损伤。具体来说,当导弹挂载在载机上飞行时,滑块持续承受着随机振动等动态负荷的交替作用。随着时间的积累,这种应力导致材料疲劳,最终可能破坏滑块的结构完整性。这种情况轻则影响导弹的发射效能,重则对飞行安全构成重大隐患,故滑块的可靠性设计不容忽视。

在导弹挂载飞行期间,会遭遇由自身惯性和大气流动产生的气动压力,这些压力与表面的气动扰动及飞行器机动时的颤动相结合,使得滑块在飞行过程中持续承受多变的随机负荷,从而使其长期处于疲劳应力状态。目前,疲劳寿命评估主要集中在航空、航海和汽车等行业^[1-7]。导弹疲劳破坏问题从数量上相较而言并不占优势,而国外对导弹结构在振动条件下的力学行为研究起步较早,并积累了丰富的研究成果^[8],已发展出一系列标准试验方法^[9]。国内学者目前对此也进行了积极探索。刘广等^[10]在有限元的基础上,采用 Miner 疲劳累积损伤理论,估算了导弹吊挂的疲劳寿命。石鑫等^[11]基于 Dirlik 模型,建立了导弹吊挂结构的疲劳寿命预测方法。李记威等^[12]分析了导弹发动机装药结构在振动挂飞下的疲劳寿命。王亮等^[13]使用时域和频域分析方法,预测了飞行器的结构疲劳寿命。然而,针对机载导弹在随机振动下的挂飞疲劳问题,相关研究仍相对有限^[14-17]。本文基于模态试验及挂飞功能振动试验,进行导弹模型的建立及校核,利用有限元软件进行挂飞耐久振动分析,并结合结构振动疲劳寿命中常用的 Miner 累计损伤理论,对 65 次飞行、总计 400 h 的挂飞耐久随机振动寿命进行了研究和预测。

1 振动疲劳分析理论

1.1 疲劳损伤计算

常规载荷作用下,有很多计算结构疲劳寿命的手段^[18]。对于变幅载荷下的寿命预测,通常涉及疲劳损伤累积准则。目前,Miner 理论是较为普遍的损伤累

积法则^[11]。

本文结合高斯分布与 Miner 线性累积损伤定律,提出了一种三段区间的疲劳损伤模型,旨在检验振动疲劳寿命。此损伤理论的基本前提为,当产品吸收的能量达到临界点时,即发生损坏。假定破坏前产品所能吸收的总能量为 W ,对应的完整循环次数为 N 。在当特定循环次数为 n_1 时,产品吸收的能量为 W_1 。由于产品吸收的能量与循环次数呈线性关系,因此存在式(1)的关系:

$$\frac{W_1}{W} = \frac{n_1}{n} \quad (1)$$

如果一个产品在其使用周期内经历了由 $\sigma_1, \sigma_1, \dots, \sigma_m$ 这 m 种不同应力水平组成的加载过程,每种应力水平对应的疲劳寿命分别是 N_1, N_2, \dots, N_m ,则损伤如式(2)所示:

$$D = \sum_{i=1}^m n_i / N_i \quad (2)$$

式中: D 为总损伤度; n_i 为应力水平 σ_i 下已经发生的循环次数; N_i 为应力水平 σ_i 下的总疲劳寿命。

若考虑的应力变化是恒定的振幅,但其随时间的变化情况是随机过程的时候,疲劳计算变得更为繁琐。众多数据处理策略中,Steinberg 所倡导的一种利用高斯概率模型的三段区间方法因其简洁性和实用性而备受重视,该技术在航空与航天工程中的应用尤为普遍,该方法的损伤计算见式(3):

$$D = \frac{n_{1\sigma}}{N_{1\sigma}} + \frac{n_{2\sigma}}{N_{2\sigma}} + \frac{n_{3\sigma}}{N_{3\sigma}} \quad (3)$$

式中: $n_{1\sigma}, n_{2\sigma}, n_{3\sigma}$ 等于或低于 $1\sigma, 2\sigma, 3\sigma$ 水平的实际循环次数($0.683vT, 0.271vT, 0.043vT$,其中 v 表示 von-Mises 应力统计的平均频率, T 为振动时间)。

当 $D=1$ 时,产品吸收的能量达到极限值 $n_{1\sigma}, n_{2\sigma}, n_{3\sigma}$ 等于根据 $S-N$ 疲劳曲线对应的 $1\sigma, 2\sigma, 3\sigma$ 应力水平分别对应许可循环次数。 v 可由式(4)计算^[15]:

$$v = (f_{\max} - f_{\min}) / 2 \quad (4)$$

式中: f_{\max}, f_{\min} 分别表示随机振动载荷输入频率的最大值和最小值。

1.2 S-N 曲线

在对结构进行常规载荷与振动环境下的寿命预测时,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,是评估材料或结构疲劳特性的基础,也是预测疲劳寿命的核心手段。

吴富强等^[19]针对 S-N 曲线在各个寿命阶段的表现特点, 提出了一种新的疲劳寿命曲线模型:

$$\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_b} = 1 + m \left[e^{-\left(\frac{\lg N}{b}\right)^a} - 1 \right] \quad (5)$$

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 、 b 为材料参数。

1.3 挂飞振动谱

挂飞振动作为一种典型的随机振动现象, 其特征表现为随时间的不确定性变化, 难以用单一的确定性数学函数准确描述。这类振动现象往往通过统计参数进行表征, 其中功率谱密度 (Power Spectral Density, PSD) 是用于频域分析随机信号统计特征的重要参数。根据 GJB 150.16A—2009 规定的机载挂飞振动测试条件, 并结合实际飞行器测量数据, 得出了导弹在挂载飞行状态下功能振动的功率谱密度分布, 如图 1 所示。

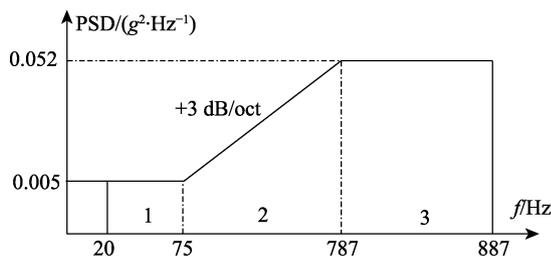


图 1 挂机功能振动谱
Fig.1 Vibration spectrum of suspension flight

2 导弹挂飞疲劳寿命分析

2.1 几何模型及材料属性

根据导弹结构特性及分析要求, 对滑块进行全细节模型建立, 如图 2 所示。为提高仿真计算效率, 根据导弹各舱段的质量特性设置了质量点, 通过模态试验结果对导弹仿真模型进行校核, 确保导弹主要结构的主频率与实测模态数据的匹配度在允许的误差范围内。滑块结构主要部件材料属性见表 1。

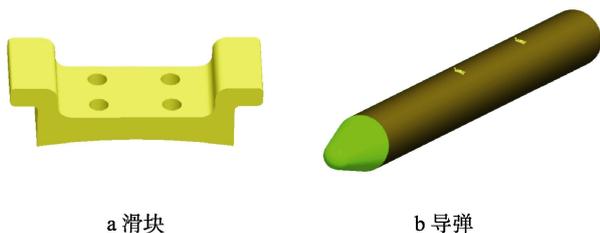


图 2 几何模型
Fig.2 Geometric model: a) slider; b) missile

表 1 滑块结构主要部件材料属性
Tab.1 Material properties of main components of slider structure

零件名称	材料名称	弹性模量/GPa	泊松比	密度/(kg·m ⁻³)
滑块	30CrMnSiA	210	0.3	7 780
滑块对接舱段	不锈钢	210	0.28	7 780
其余舱段	7A06	70	0.3	2 700

2.2 有限元模型及其他设置

为提高计算效率, 本文采用了模块化设计策略, 将复杂组件如滑块与舱段切分为更小的单元, 以便于网格生成过程中的划分。通过这种方法, 能够提高网格的精细化管理, 并有效控制网格的总数量。在滑块及其关联核心分析区域, 采用细网格划分, 在非核心设计区域, 采用粗网格划分。有限元模型单元数约为 16 万, 节点数约为 34 万, 如图 3 所示。

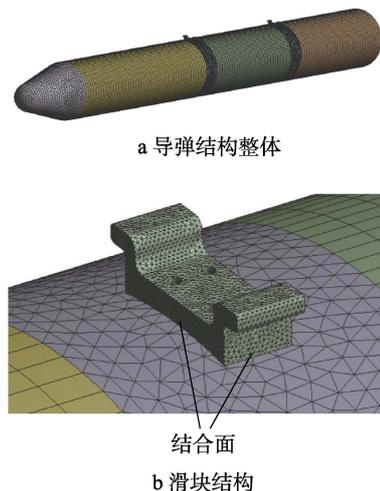


图 3 有限元模型
Fig.3 Finite element model: a) whole missile structure; b) slider structure

1) 滑块与导轨之间结合面进行约束设置, 模拟与导轨之间的联结状态。

2) 挂机耐久振动进行了总计 65 次飞行架次的测试, 累计时长达到 400 h。根据 GJB 150.16A—2009 的规定, 按照该标准要求 1.6 倍功能振动放大量级进行评估, 并对每个轴向分别进行了 2 h 的耐久性振动测试。

3) 采用了绑定接触模拟滑块与其对接舱段之间的联结状态。

2.3 模态分析

为了准确模拟滑块在实际载荷条件下的行为, 在简化导弹模型时, 利用模态试验数据对导弹主体 (排除尾翼和舵面的局部模态) 的前三阶模态进行了校正, 如图 4 所示。表 2 对比了导弹前三阶固有频率的理论值与试验测量值。可见, 经过校正的模型仿真结

表2 导弹前三阶固有频率与实验值

Tab.2 Natural frequencies of the first three orders and experimental values for missiles

阶数	实验值/Hz	仿真值/Hz	振型
1	53.4	55.217	垂向弯曲(头部)
2	71.1	78.381	侧向弯曲
3	132.4	124.4	垂向弯曲(尾部)

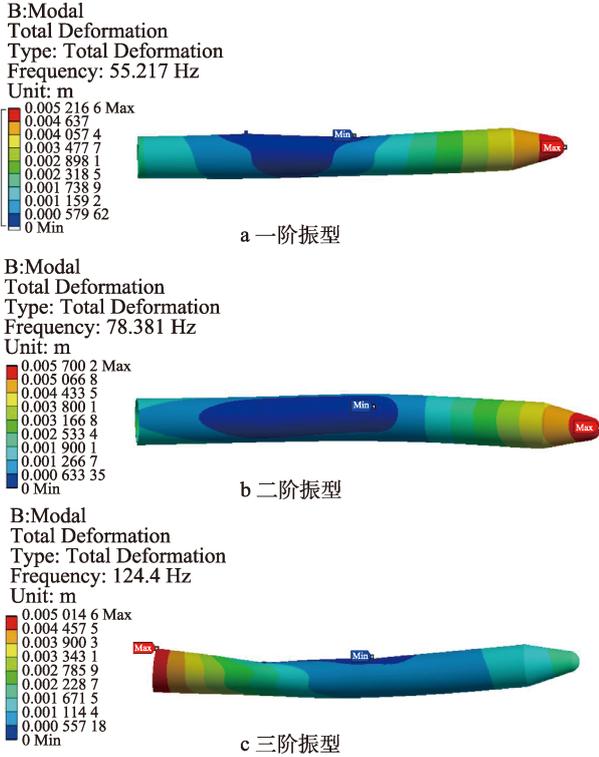


图4 导弹模态分析

Fig.4 Modal analysis for missile: a) first order mode; b) second order mode; c) third order mode

果与实验数据高度吻合, 相对误差保持在 10% 的范围内, 特别是第一阶固有频率的相对误差小于 5%。

2.4 挂机功能振动分析

为进一步验证模型的阻尼特性, 根据功能振动试验结果对模型的阻尼参数进行修正。选择航向进行功能振动谱加载, 其振源位于前后滑块下表面, 即滑块约束位置处, 同时设置不同阻尼参数进行分析计算。提取滑块 1σ 等效应力, 如图 5 所示。结果显示, 滑块与挂架连接区域的应力达到最大, 应被视为高风险区域, 存在应力集中的情况, 可能对结构的疲劳寿命



图5 挂飞功能振动下滑块 1σ 等效应力

Fig.5 1σ equivalent stress under vibration of suspension flight for slider

产生显著影响。

阻尼系数取 0.03 时, 提取如图 6 所示滑块节点处的加速度响应, 其加速度均方根为 5.32g, 加速度响应见图 7 所示。通过航向挂机功能振动试验, 获取对应位置的加速度传感器响应曲线, 如图 8、9 所示, 其均方根为 4.97g。

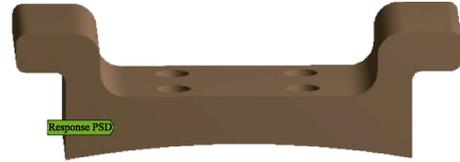


图6 滑块节点加速度响应位置(仿真测点)

Fig.6 Acceleration response position of slider node (simulation measurement point)

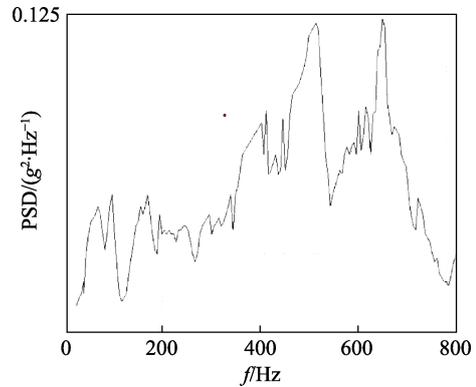


图7 节点位置加速度响应(仿真)

Fig.7 Acceleration response of node position (simulation)



图8 节点位置加速度响应(试验测点)

Fig.8 Acceleration response of node position (test measurement points)

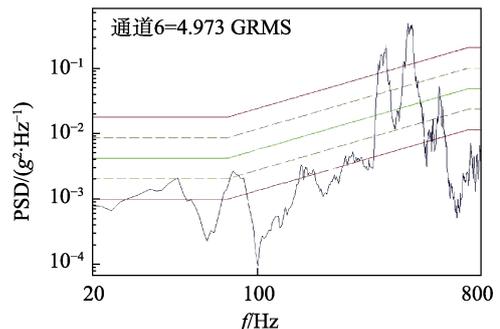


图9 滑块节点加速度响应(试验)

Fig.9 Acceleration response of slider node (test)

对航向挂机功能振动试验与仿真数据结果进行比较。结果显示, 在多个频点上, 加速度的均方根呈现出一致的变化趋势。部分峰值频点存在差异, 同时仿真模型中加速度均方根量级偏大。分析原因为, 在仿真建模时, 假设了完全固定的约束条件, 而实际的试验环境里, 挂架与滑块之间是通过摩擦力相互作用的, 这种接触方式自然引入了一定的能量耗散机制, 导致了仿真模型预测的加速度均方根结果普遍高于实测值。通过模态分析和功能振动测试结果, 表明仿真模型可满足工程应用的标准, 可以用于挂载系统耐久性振动分析以及飞行器使用寿命的预估工作。

2.5 挂机耐久振动疲劳分析

根据挂机功能振动谱密度的 1.6 倍进行 3 个方向的耐久振动分析, 1σ 对应的等效应力如图 10 所示。

1) 航向振动时, 最大应力出现在滑块的约束位置根部, 该处的 1σ 、 2σ 、 3σ 等效应力分别为 113.8、227.5、341.3 MPa。

2) 侧向振动时, 最大应力出现在滑块的约束位置根部, 此时的 1σ 、 2σ 、 3σ 等效应力值分别降至 63.6、127.1、190.7 MPa。

3) 法向振动时, 最大应力依然发生在滑块根部约束处, 但应力水平进一步降低, 其 1σ 、 2σ 、 3σ 等效应力值分别为 38.3、76.5、114.8 MPa。

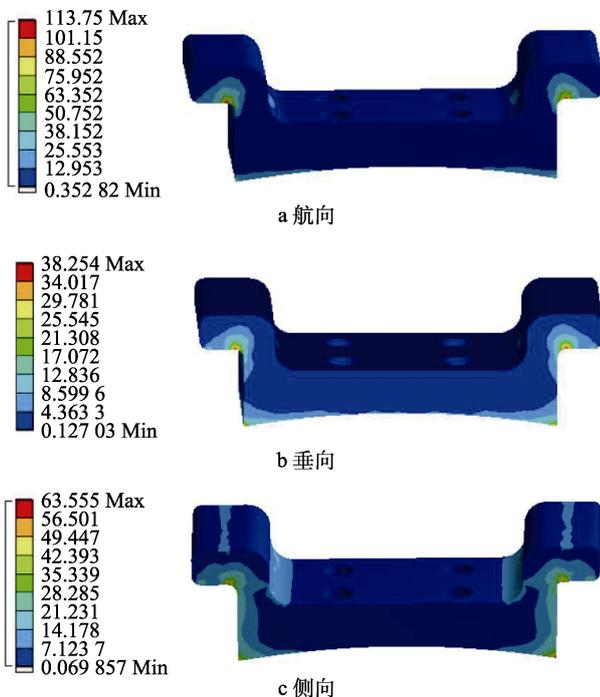


图 10 挂机耐久振动 1σ 应力分布云图

Fig.10 1σ pattern of stress distribution in durable vibration of suspension machine: a) navigation direction; b) vertical direction; c) lateral direction

在实际飞行挂载过程中, 滑块会遭遇多变的疲劳载荷。考虑到滑块的结构特性, 特别是在与挂架接合

的根部区域, 存在明显的应力集中现象。为了确保疲劳寿命评估的精确性, 参照了行业内常用的指南和文献资料^[19], 并采用了应力线性化的方法, 计算出集中系数 $K=2.8$ 。以目前已知的疲劳试验数据^[19-20]为基础, 结合疲劳寿命曲线模型, 对数据进行了适配性修正, 以便更好地反映出 30CrMnSiA 结构钢在特定应力比和应力集中系数下的疲劳行为, 并获得了应力集中系数时的 $S-N$ 曲线^[21], 如图 11 所示。

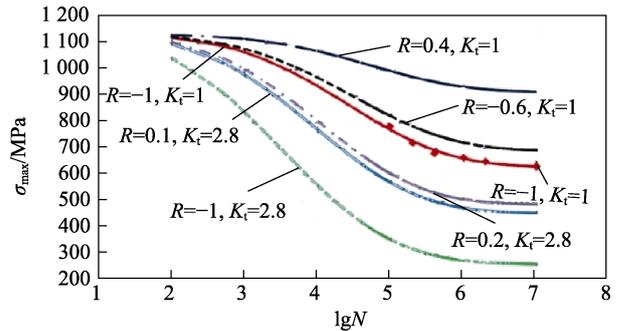


图 11 30CrMnSiA 结构钢 $S-N$ 疲劳寿命曲线

Fig.11 $S-N$ fatigue life curve of 30CrMnSiA structural steel

对滑块根部进行应力线性化处理, 得到应力集中系数为 2.6。根据 30CrMnSiA 结构钢文献材料疲劳寿命实验数据, 选取图 12 中 $R=-1$ 、 $K=2.8$ 实验数据进行疲劳寿命分析, 可得:

1) 航向振动时, 1σ 应力对应的 $N_{1\sigma}=+\infty$, 2σ 对应的 $N_{2\sigma}=3.3\times 10^6$, 3σ 对应的 $N_{3\sigma}=1.7\times 10^5$ 。

2) 侧向振动时, 1σ 应力对应的 $N_{1\sigma}=+\infty$, 2σ 对应的 $N_{2\sigma}=+\infty$, 3σ 对应的 $N_{3\sigma}>1\times 10^7$ 。

3) 法向振动时, 1σ 应力对应的 $N_{1\sigma}=+\infty$, 2σ 对应的 $N_{2\sigma}=+\infty$, 3σ 对应的 $N_{3\sigma}>1\times 10^7$ 。

对航向疲劳损伤值进行计算。航向振动时, 其 1σ 等效应力为 113.8 MPa, 结合图 12 对应疲劳寿命曲线 ($R=-1$, $K=2.8$), 其对应的寿命为 $N_{1\sigma}=+\infty$; 2σ 等效应力为 227.5 MPa, 其对应疲劳寿命 $N_{2\sigma}=3.3e6$; 3σ 等效应力为 341.3 MPa, 其对应疲劳寿命 $N_{3\sigma}=1.7\times 10^5$ 。结合式 (4) 可得振动平均频率为 433.5 Hz。

耐久振动 65 飞行架次累计飞行小时为 400 h, 根据 GJB 150.16A—2009 的规定, 按照该标准要求的 1.6 倍功能振动量级放大进行评估, 振动时间为 2 h, 对应 $T=7200$ s, 计算可得 $n_{1\sigma}=0.683vT=2.13\times 10^6$, $n_{2\sigma}=0.271vT=8.46\times 10^5$, $n_{3\sigma}=0.043vT=1.34\times 10^5$ 。

结合式 (3) 可得, 航向振动时, 疲劳损伤值 $D=0.815$ 。同理, 侧向及法向振动引起的疲劳损伤则相对较小, 最大疲劳损伤值 $D=0.0134$ 。

综合考虑 3 个方向的振动情况, 得出结论: 滑块在所有方向上的累积疲劳损伤均低于临界值 1, 这表明滑块能够承受预期的挂载飞行振动环境, 满足设计要求的耐久性和寿命标准。

3 结论

1) 通过模态分析和挂载飞行功能振动分析, 结合实际试验数据, 验证了构建的计算模型及其关键参数的精确性。指出了滑块与挂架连接的区域是潜在的高风险部位, 此处存在可能导致疲劳寿命缩短的应力集中现象。

2) 通过耐久性振动疲劳特性分析, 其航向振动对结构的挑战最为严峻。鉴于此, 建议在后续的设计迭代中, 重点针对航向振动的强度和刚度进行优化改进。

3) 在现有的挂载飞行耐久振动环境下, 滑块满足 65 架次和总计 400 h 的飞行寿命要求。

参考文献:

- [1] 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, 10(6): 21-23.
GUO Q L, LI L M. Exploration of Vibration Test Conditions for Air to Air Missile Hanging Flight[J]. Aero Weaponry, 2003, 10(6): 21-23.
- [2] 毕世华, 罗勇. 导弹发射装置动力学环境模拟实验中的疲劳等效研究[J]. 弹箭与制导学报, 2002, 22(S2): 122-125.
BI S H, LUO Y. Study on the Fatigue Equivalence in Dynamic Environment Simulation Test of the Missile Launcher[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2002, 22(S2): 122-125.
- [3] 李晓峰, 谢素明, 时慧焯, 等. 车辆焊接结构疲劳寿命评估方法研究[J]. 中国铁道科学, 2007, 28(3): 74-78.
LI X F, XIE S M, SHI H Z, et al. Study on the Analysis Method for Fatigue Life Prediction of Vehicle Welded Structure[J]. China Railway Science, 2007, 28(3): 74-78.
- [4] 崔胜民, 杨占春. 汽车车轮疲劳寿命预测方法的研究[J]. 机械强度, 2002, 24(4): 617-619.
CUI S M, YANG Z C. Research on the Fatigue Life Prediction Method of Automobile Wheel[J]. Journal of Mechanical Strength, 2002, 24(4): 617-619.
- [5] 赵旭升, 陈果, 张旭, 等. 装配应力对飞机管道随机疲劳寿命的影响分析与试验验证[J]. 机械强度, 2024, 46(1): 208-215.
ZHAO X S, CHEN G, ZHANG X, et al. Analysis and Experimental Verification of the Effect of Assembly Stress on the Random Fatigue Life of Aircraft Pipeline[J]. Journal of Mechanical Strength, 2024, 46(1): 208-215.
- [6] 马雄, 李翠, 杨飘. 航空发动机涡轮叶片疲劳寿命预测和可靠性分析[J]. 科学技术创新, 2024(2): 209-212.
MA X, LI C, YANG P. Aero-Engine Turbine Blade Fatigue Life Prediction and Reliability Analysis[J]. Scientific and Technological Innovation, 2024(2): 209-212.
- [7] 周凌波. 航空典型结构件的随机振动疲劳寿命分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
ZHOU L B. Random Vibration Fatigue Life Analysis of Typical Aeronautical Structures[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [8] 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.
- [9] DoD. Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests: MIL-STD-810H[S]. Washington: Department of Defense, 2014.
- [10] 刘广, 冯康军, 华洲, 等. 基于短时实测动态应力的空空导弹吊挂疲劳寿命估算[J]. 战术导弹技术, 2022(5): 74-80.
LIU G, FENG K J, HUA Z, et al. Fatigue Life Prediction of Hanging of Air-to-Air Missile Based on Short-Time Dynamic Stress Measurement[J]. Tactical Missile Technology, 2022(5): 74-80.
- [11] 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.
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.
- [12] 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.
LI J W, FANG L, ZHOU J J, et al. Fatigue Life Analysis for a Solid Rocket Motor of Air-to-Air Missile under Hanging Flight Vibration[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2016, 36(1): 89-92.
- [13] 王亮, 周剑波, 李璞, 等. 基于短时测量数据的战术导弹结构疲劳特性预示方法研究[J]. 兵器装备工程学报, 2017, 38(7): 38-41.
WANG L, ZHOU J B, LI P, et al. Study on the Fatigue of the Tactics Missile Based on Short Diagram Test Data[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2017, 38(7): 38-41.
- [14] 孟凡涛, 胡愉愉. 基于频域法的随机振动载荷下飞机结构疲劳分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(1): 32-36.
MENG F T, HU Y Y. Analysis of Aircraft Structural Fatigue under Random Vibration Loadings Based on Information in Frequency Domain[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(1): 32-36.
- [15] 丁杰, 忻力, 荣智林, 等. 变流器柜体冲击和随机振动试验的数值模拟[J]. 机车电传动, 2012(1): 62-65.
DING J, XIN L, RONG Z L, et al. Numerical Simulation of Shock and Vibration Tests for Converter Cabinet[J]. Electric Drive for Locomotives, 2012(1): 62-65.
- [16] 马咪娜, 喻琴. 随机载荷作用下某导弹挂架的疲劳寿命分析[J]. 装备制造技术, 2019(4): 171-174.
MA M N, YU Q. Fatigue Analysis for Missile Pylons under Random Loading[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2019(4): 171-174.
- [17] 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.
- ZHANG Y, YANG C, LUO Y Y. Fatigue Life Analysis of Missile Hanging in Random Vibration Load[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2013, 32(11): 1675-1679.
- [18] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 科学出版社, 2019.
- YAO W X. Fatigue Life Estimation of Structures[M]. Beijing: Science Press, 2019.
- [19] 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.
- WU F Q, YAO W X. A New Model of the Fatigue Life Curve of Materials[J]. China Mechanical Engineering, 2008, 19(13): 1634-1637.
- [20] 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.
- Science and Technology Committee of the Ministry of Aviation Industry. Handbook of Stress Concentration Factors[M]. Beijing: Higher Education Press, 1990.
- [21] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
- WU X R. Handbook of Mechanical Properties of Aircraft Structural Metals[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996.