

某航空弹药尾翼传动部件振动 环境断裂失效分析

晁伟召, 宋卓异*, 杨春秋, 邱爽, 赵宇航, 黄小兰

(中国兵器工业集团航空弹药研究院有限公司, 哈尔滨 150030)

摘要: **目的** 某航空弹药尾翼传动部件在发动机热试车试验中出现断裂故障, 需分析失效原因、实验室故障复现与结构优化设计, 提升可靠性。**方法** 首先进行尾翼传动部件断口形貌分析, 判断损伤性质。其次, 通过频域振动疲劳仿真方法, 分析不同状态尾翼传动部件应力损伤位置最大处的振动疲劳寿命, 确认失效原因。再通过实验室试验复现外场试验故障模式, 最后通过环境试验验证改进有效性。**结果** 模拟振动条件下, 尾翼传动部件的最大损伤位置与断裂失效位置接近, 锁定状态和非锁定状态振动疲劳仿真寿命分别为 7 516 s 和 34 710 s, 明晰了失效原因。通过实验室振动试验复现了故障, 且机理一致, 改进方法有效, 并通过了试验考核。**结论** 失效分析、验证与改进方法充足有效, 可以为同类装备振动环境故障处理参考。

关键词: 航空弹药; 振动环境; 失效分析; 振动疲劳仿真; 疲劳寿命; 故障复现

中图分类号: TJ410.3

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2024)10-0053-09

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2024.10.007

Analysis of Fracture Failure in a Tail Wing Transmission Component of Aviation Ammunition under Vibration Environment

CHAO Weizhao, SONG Zhuoyi*, YANG Chunqiu, QIU Shuang, ZHAO Yuhang, HUANG Xiaolan

(Norinco Group Aviation Ammunition Institute, Harbin 150030, China)

ABSTRACT: Fracture failure occurred in a tail wing transmission component of aviation ammunition during the hot test if engine, so the work aims to analyze the cause of the failure, reproduce the failure in the laboratory, and optimize the structure design to improve reliability. Firstly, the fracture morphology of the tail wing transmission component was analyzed to determine the nature of the damage. Secondly, the frequency domain vibration fatigue simulation method was used to analyze the vibration fatigue life of the maximum stress damage location of the tail wing transmission component in different states, and to confirm the cause of failure. Thirdly, the failure mode of the tail wing transmission component in the field was reproduced through laboratory test and finally, the effectiveness of the improvement was verified through environmental test. The maximum damage location of the tail wing transmission component under simulated vibration condition was close to the failure location, and the vibration fatigue simulation life in the locked state and unlocked state was 7 516 s and 34 710 s, respectively, clarifying the

收稿日期: 2024-05-20; 修订日期: 2024-07-06

Received: 2024-05-20; Revised: 2024-07-06

基金项目: 装备预研项目 (302060501)

Fund: Pre-Research Project of the Equipment (302060501)

引文格式: 晁伟召, 宋卓异, 杨春秋, 等. 某航空弹药尾翼传动部件振动环境断裂失效分析[J]. 装备环境工程, 2024, 21(10): 53-61.

CHAO Weizhao, SONG Zhuoyi, YANG Chunqiu, et al. Analysis of Fracture Failure in a Tail Wing Transmission Component of Aviation Ammunition under Vibration Environment[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(10): 53-61.

*通信作者 (Corresponding author)

cause of failure. The failure was reproduced through laboratory vibration tests, and the mechanisms were consistent. The improvement methods were effective and passed the test evaluation. The methods of failure analysis, verification, and improvement are sufficient and effective, which can serve as a reference for handling failures of similar equipment under vibration environment.

KEY WORDS: aviation ammunition; vibration environment; failure analysis; vibration fatigue simulation; fatigue life; failure reproduction

航空弹药是多平台发射的高效能对地攻击武器, 由于作战空间的特殊性, 必须承受多种振动环境的考核^[1-2]。航空弹药内部存在螺旋桨动力源时, 其振动环境类似于安装在螺旋桨式飞机上的装备所处环境, 主要由螺旋桨诱发, 振动频谱通常是由一个宽带背景叠加一些窄带尖峰组成。宽带背景谱是由于各种不同的随机振源产生, 包括发动机振动、噪声及气流激励等; 而窄带尖峰是由于旋转机械引起的低量级周期分量, 主要集中于螺旋桨的通过频率及其谐波频率上。叠加振动环境产生的动态位移和相应的速度、加速度可能会加剧航空弹药内部结构的疲劳和磨损, 从而导致航空弹药在非理想的寿命期内损坏^[3-5]。

尾翼传动部件是航空弹药上机电控制设备与尾翼之间的传力结构件, 机电控制设备输出轴将扭矩通过联轴器传递至尾翼传动部件轴头, 进而控制尾翼旋转。机电控制设备具有2种状态, 一种是非伺服状态, 发动机振动工作环境中, 传动部件和尾翼不受约束, 可以在行程内自由转动, 此工况下未出现过故障; 另一种是伺服状态, 机电控制设备锁死传动部件轴头, 尾翼无法转动, 此工况下出现了传动部件轴头断裂失效故障。尾翼传动部件损坏会直接导致翼片脱落, 弹药失控, 无法有效打击既定战术目标^[6]。因此, 有必要进行尾翼传动部件振动环境断裂失效分析, 通过振动仿真等手段明晰失效原因, 并在实验室内复现故障, 改进结构, 达到提升尾翼传动部件振动环境可靠性的目的。

邓康清等^[7]仿真分析了固体发动机燃烧室的随机振动疲劳破坏规律和影响因素, 并通过随机振动试验验证了数值振动模型和疲劳破坏计算方法的有效性, 为预测固体火箭发动机的疲劳破坏和疲劳寿命提供参考和指导。郁大照等^[8]通过模态、瞬态动力学及谐响应分析等方法系统研究了振动对航空电连接器寿命的影响。周智勇等^[9]针对运载火箭增压管路面临的复杂随机振动工况, 通过有限元仿真研究了几种因素对增压管路振动疲劳寿命的影响规律, 并采用地面试验验证了其可靠性, 为产品耐振动疲劳设计提供了指导。方红荣等^[10]基于ABAQUS和nCode开展了火箭增压输送管路随机振动疲劳寿命仿真研究, 基于频域随机振动疲劳寿命分析方法, 计算了输送管路在随机振动条件下的疲劳寿命。研究证明, 该分析方法可用于指导产品疲劳耐久性的设计和分析。姜子晗等^[11]针对战斗机后机身液压导管疲劳寿命与机体结构寿

命不匹配的问题, 选取疲劳寿命为主要影响因素, 开展了仿真分析研究, 从随机振动载荷疲劳寿命分析入手, 运用数字建模方法结合Miner线性累计损伤理论, 利用有限元分析软件设置疲劳计算程序, 对液压导管疲劳寿命进行了仿真评估, 为进一步开展航空产品理论研究提供了技术支撑和经验参考。王崇哲等^[12]为研究某批次电子设备随机振动环境筛选试验中的故障发生原因, 以电子设备实际所受随机振动功率谱密度曲线为输入, 开展了有限元仿真, 验证失效模式, 并在此基础上完成了故障复现试验, 制定了相应的改进措施。杜尚勇等^[13]模拟了机载电子设备在真实环境下的工况, 据此进行振动冲击试验, 寻找可靠性薄弱环节, 通过逐级分析结合机理分析和仿真验证, 定位设备振动故障原因, 并给出了设计和工艺改进方案。朴明伟等^[14]提出基于刚柔耦合仿真的振动疲劳分析方法分析结构振动对疲劳寿命的影响程度, 确认集装箱地脚的垂向纵向约束力是造成大幅值循环应力出现的主要原因之一, 结构振动对总疲劳寿命的影响程度为20%~25%。

文中以某航空弹药尾翼传动部件断裂失效模式为研究对象, 建立了尾翼传动部件失效分析流程, 利用频域振动疲劳仿真方法, 研究了模拟振动条件下不同状态尾翼传动部件的最大损伤位置和疲劳寿命, 且对比了外场试验情况, 明晰了失效原因。通过实验室振动试验复现了故障, 基于分析改进后的尾翼传动部件通过了振动试验考核, 提升了可靠性。

1 故障描述及失效分析

1.1 故障描述

航空弹药尾翼多由机电控制设备驱动实时调整全弹飞行的航向^[15], 全弹在外场进行多次发动机热试车试验后, 出现尾翼传动部件断裂故障。试验过程中, 机电控制设备处于伺服状态(即锁定状态), 尾翼传动部件轴头根部附近发生断裂。故障出现后, 对机电控制设备进行测试, 机电控制设备可正常工作。现场轴头断裂失效实物如图1所示。

1.2 失效分析

利用光学显微镜对尾翼传动部件断口进行观察分析, 观察区域包括断口边缘及内部, 断口形貌如图2所示。从图2中可以看出, 断口在中间存在一个带



图 1 轴头断裂失效

Fig.1 Fracture failure diagram of the head of shaft

状的瞬断区, 上下两侧较为平整, 但存在小型的凹陷和裂纹。由于平面颜色较黑, 只能在某些光线较好的区域隐约观察到一些不明显的贝纹线, 如图 2 特征 1 所示。但是在局部光亮区域存在绕轴面圆心的同心圆弧贝纹线, 可能是在裂纹产生后断面来回扭转摩擦造成的, 如图 2 特征 2 所示。结合经历工况表明, 尾翼传动部件在发动机振动下疲劳断裂。

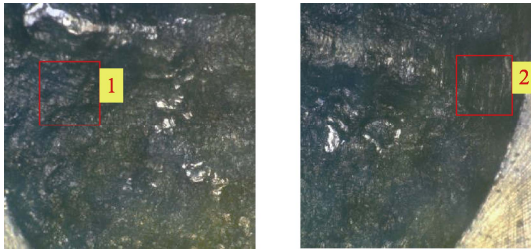


图 2 140 倍光学显微镜下断口形貌

Fig.2 Fracture morphology under 140x optical microscope

2 尾翼传动部件振动疲劳分析方法

尾翼传动部件经历随机振动环境考核, 而随机振动是不确定、无规律的振动, 只能采用统计概率分布的方法分析, 即通过功率谱密度函数 (Power Spectral Density, PSD) 描述随机振动激励环境下尾翼传动部件的动态响应, 随机振动产生的疲劳一般属于应力疲劳^[16-18]。因此, 在尾翼传动部件出现疲劳损伤破坏的位置区域, 其应力响应的 PSD 函数 $G(f)$ 可以表示为:

$$G(f) = W(f) \times H^2(f) \quad (1)$$

式中: $W(f)$ 为随机振动 PSD 激励谱值; $H(f)$ 为尾翼传动部件频响函数, 可通过模态叠加法和施加周期性外载激励得出。

频域中, 需要通过一定数量的统计参量从响应 PSD 函数中估计振动激励应力幅值和循环次数^[19]。因此, 可定义响应 PSD 函数的 n 阶谱惯性矩 M_n 为:

$$M_n = \int_0^\infty f^n G(f) df \quad (2)$$

尾翼传动部件为机械结构件, 疲劳寿命可通过疲劳损伤度表征^[14]。疲劳损伤理论认为, 结构的疲劳破坏过程在数学上可表示为损伤度的积累过程。Miner 线性损伤理论是工程上较常用的线性损伤理论。假设结构在循环载荷下发生的疲劳损伤是线性累积的, 当累积的损伤达到阈值时, 发生疲劳损伤破坏^[20-21], 可表示为:

$$D_L = \sum_{i=1}^n D_{Li} = \sum_{i=1}^n \frac{n(S_i)}{N(S_i)} \quad (3)$$

$$n(S_i) = E[P] \cdot T \cdot p(S_i) \cdot \Delta S_i \quad (4)$$

式中: S_i 为应力幅值; $N(S_i)$ 表示应力幅值为 S_i 时的疲劳破坏循环数; $n(S_i)$ 表示应力幅值为 S_i 时的作用的循环数; $p(S_i)$ 表示应力幅值为 S_i 时的应力响应峰值概率密度函数; T 为振动时间。

尾翼传动部件疲劳失效允许的循环次数可按材料的疲劳曲线 ($S-N$ 曲线) 进行确定^[22], 一般金属材料的 $S-N$ 曲线可近似表示为:

$$NS^m = C \quad (5)$$

式中: m 和 C 一般由材料的工程试验确定。

考虑非对称循环载荷情况和平均应力的影响, 一般采用 Goodman 模型修正^[23]。由于假设应力是以一定均值的平稳过程, 结合式 (4), 随机振动下尾翼传动部件的疲劳损伤度可表示为:

$$D_L = E[P] \cdot T \cdot C^{-1} \cdot \left(\frac{\sigma_b - \sigma_z}{\sigma_z} \right)^m \cdot \int_0^\infty S_i^m p(S_i) dS_i \quad (6)$$

式中: σ_b 为材料的强度极限; σ_z 为危险点预应力。

对于窄带随机振动过程, Bendat^[24]认为应力峰值概率密度函数趋向于一个瑞利分布, 可表示为:

$$p(S_i) = \frac{S_i}{\sigma_s^2} \exp\left(-\frac{S_i^2}{2\sigma_s^2}\right) \quad (7)$$

式中: σ_s 为指定点应力响应的均方差。

将式 (7) 代入式 (6), 并引入第二类欧拉积分 Gamma 函数, 则可以得到尾翼传动部件在随机振动下的疲劳寿命, 如式 (8) 所示。

$$T_f = \frac{C}{E[0] \cdot \left(\frac{\sigma_b - \sigma_z}{\sigma_z} \right)^m \cdot (\sqrt{2M_0})^m \Gamma\left(1 + \frac{m}{2}\right)} \quad (8)$$

对于宽带随机振动过程, 可以引入修正系数, 通过修正因子进行修正^[25], 或者通过 Dirlik 经验估计法, 利用蒙特卡洛法提出经验闭合解, 同时适用于窄带和宽带技术。

3 尾翼传动部件振动疲劳仿真分析

本节基于第 2 节随机振动疲劳分析方法, 开展尾翼传动部件频域振动疲劳寿命仿真分析。首先根据尾翼传动组件组成与工作原理建立简化模型, 根据不同状态设置边界条件, 得到锁定和非锁定状态尾翼传动

部件预应力下的静力学仿真结果, 据此开展模态仿真分析, 获取多阶振动模态数据, 并通过谐响应仿真计算尾翼传动部件的频率响应函数。为保证振动疲劳仿真计算分析准确性和效率, 将上述结果数据输入到 nCode Design life 软件中, 同时根据振动疲劳分析方法计算流程分别设置振动激励条件、材料疲劳曲线参数、平均应力修正方法等, 获取尾翼传动部件损伤度最大位置, 即振动疲劳寿命最小位置。尾翼传动部件振动疲劳仿真分析流程如图 3 所示。

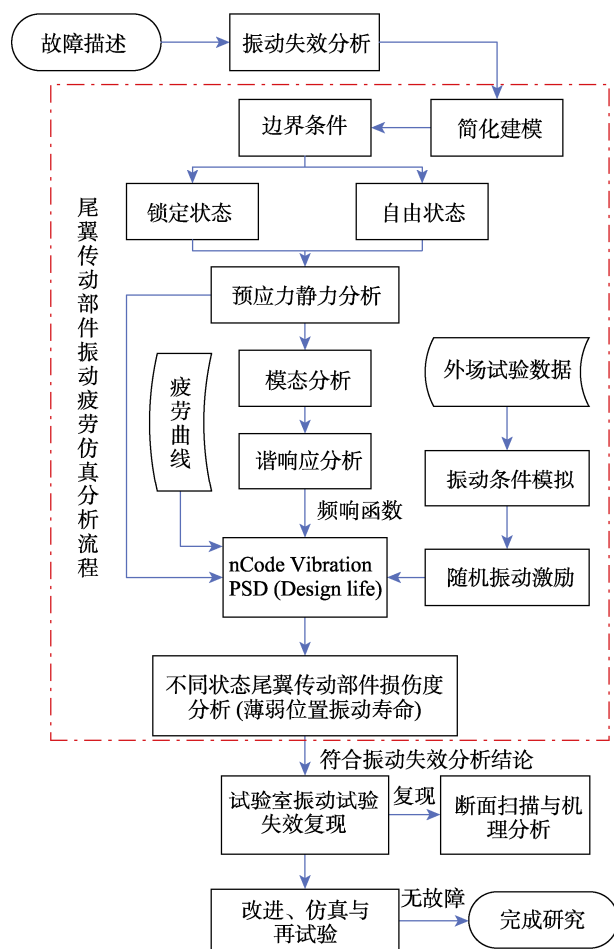


图3 尾翼传动部件振动失效分析流程

Fig.3 Flow chart of vibration failure analysis of tail wing transmission component

3.1 尾翼传动部件边界条件及振动条件模拟

1) 尾翼传动部件边界条件。尾翼传动组件由机电控制设备、联轴器、轴承、尾翼传动部件及尾翼等组成。机电控制设备输出轴与尾翼传动部件的传动轴头通过刚性联轴器同轴相对连接, 依靠刚性联轴器的变形, 分别挤压连接机电控制设备输出轴和尾翼传动部件传动轴头。通过 2 个轴承支撑尾翼传动部件, 翼片夹持头夹持尾翼, 伺服状态下, 尾翼传动部件和尾翼被锁死; 非伺服状态下, 尾翼传动部件和尾翼不受约束。依据尾翼传动组件组成与原理进行建模, 由于

主要考虑尾翼传动部件的振动疲劳分布情况, 将机电控制设备和尾翼简化为质量点分别施加在尾翼传动部件两侧, 轴承简化为 2 个圆柱支撑, 切向自由, 法向和轴向固定。刚性联轴器与尾翼传动部件的关系转换为固定支撑和挤压力。锁定状态下联轴器固定, 非锁定状态下联轴器自由, 尾翼传动组件模型如图 4 所示。

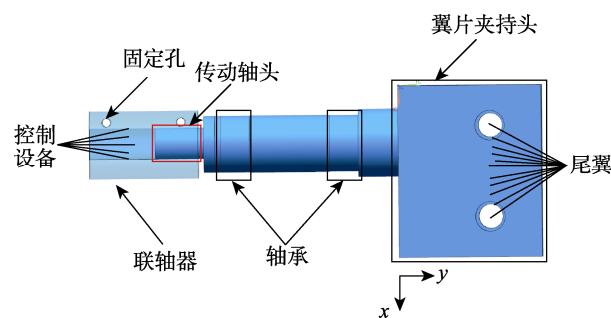


图4 尾翼传动组件模型

Fig.4 Model drawing of tail wing transmission component

2) 振动条件模拟。由于尾翼传动部件断裂处被弹体遮挡, 无法直接获取实测振动数据, 依据以往振动试验测试经验, 假定断裂面附近弹体主梁上(最接近尾翼传动部件的可测量位置)实测的 PSD 功率谱密度曲线可以代表尾翼传动部件经历的振动环境。 z 向实测 PSD 功率谱密度曲线如图 5 所示(x 向和 y 向为非主振方向, 振动量值远小于 z 向, 此处不作展示)。

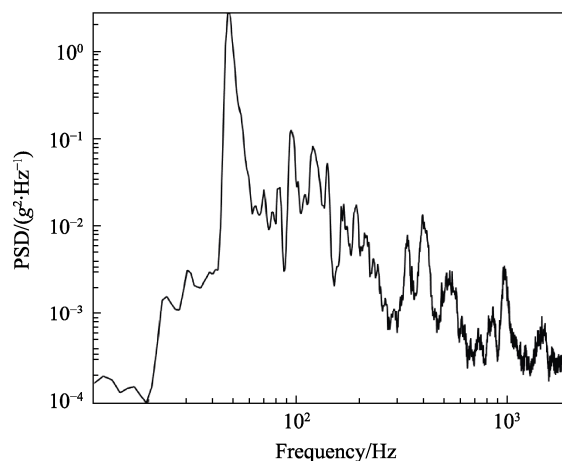


图5 z 向实测 PSD 功率谱密度曲线

Fig.5 PSD power spectral density curve measured in z direction

同时, 考虑到实测谱采样通道较少可能导致振动量值和频率结果的代表性不足, 并且实测谱不便于振动疲劳仿真和实际振动台条件输入。根据 GJB 150.16A 提供的同类装备振动环境包络计算方法, 得到模拟的尾翼传动部件振动谱见图 6 和表 1。

3.2 尾翼传动部件模态仿真

基于边界条件分析, 通过模态叠加法求解 2 000 Hz

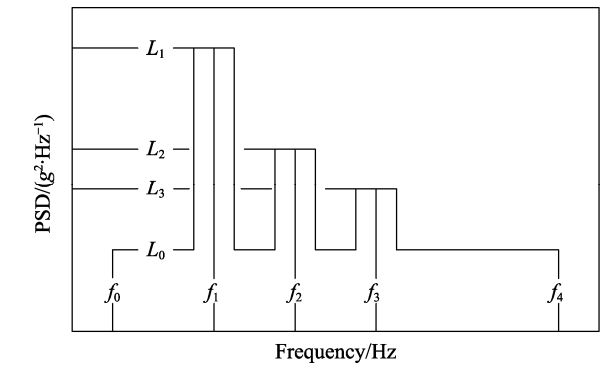


图 6 模拟振动谱
Fig.6 Simulated vibration spectrum

范围内锁定状态尾翼传动部件的所有模态如图 7 所示。其中，一阶模态振型 162.78 Hz，翼片夹持头沿 z 向弯曲和绕 x 向扭转；二阶模态振型 274.38 Hz，翼片夹持头沿 x 向弯曲和绕 z 向扭转；三阶模态振型 288.92 Hz，传动轴头沿 x 向弯曲和绕 z 向扭转；四阶

表 1 模拟振动谱参数值
Tab.1 Parameters of simulated vibration spectrum

主振方向	$L_0/(g^2 \cdot Hz^{-1})$	$L_1/(g^2 \cdot Hz^{-1})$	$L_2/(g^2 \cdot Hz^{-1})$	$L_3/(g^2 \cdot Hz^{-1})$	f_0/Hz	$\Delta f_1/Hz$	$\Delta f_2/Hz$	$\Delta f_3/Hz$	f_4/Hz
z 向	0.01	0.16	0.04	0.0176	20	47.5~57.75	95~115.5	142.5~173.25	2000

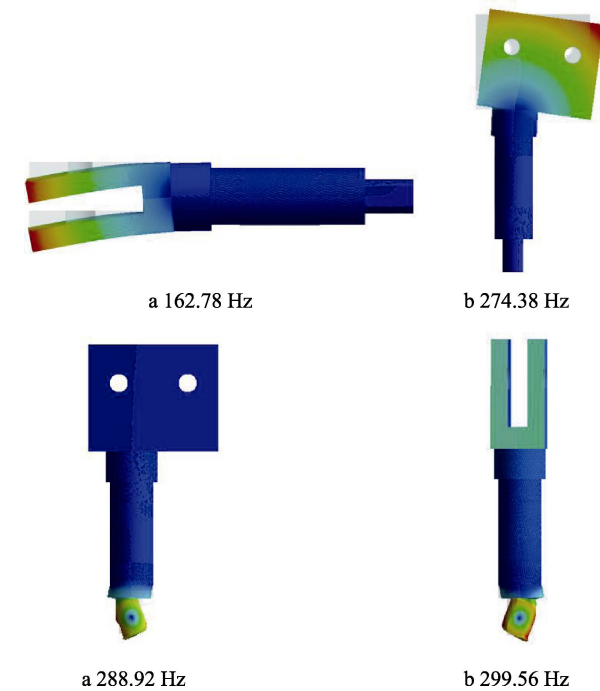


图 7 锁定状态尾翼传动部件模态
Fig.7 Modes of locked tail wing transmission component

3.4 锁定状态尾翼传动部件振动疲劳仿真

尾翼传动部件的材料为 12Cr18Ni9，由于没有该材料的疲劳试验数据，采用性能近似的 06Cr19Ni10 的疲劳极限代替。由于尾翼传动部件为机加成形，表面粗糙度类型设置为 Poor Machined，表面粗糙度因

模态振型 299.56 Hz，传动轴头沿 z 向弯曲和绕 x 向扭转。

通过模态叠加法求解 2 000 Hz 范围内非锁定状态尾翼传动部件的模态，如图 8 所示。由于尾翼传动部件径向和轴向运动被限制，切向自由转动，导致大部分模态均为扭转模态。其中，在 0.003 8 Hz 和 195.58 Hz 上为整体绕 y 向的扭转，在 1 293.2 Hz 上为整体绕 y 向的扭转和传动轴头沿 z 向的弯曲。

3.3 尾翼传动部件振动应力幅值仿真

基于图 3 流程，将锁定状态和非锁定状态尾翼传动部件模态和 z 向激励下的尾翼传动部件频响函数输入至 nCode Design life，将图 6 振动谱输入至 Vibration Generator 模块，通过加密关注位置有限元网格和增加谐响应分析频率间隔提升振动应力预测结果的准确性，得到的 2 种状态尾翼传动部件在模拟振动谱下的振动应力功率谱密度，如图 9 所示。

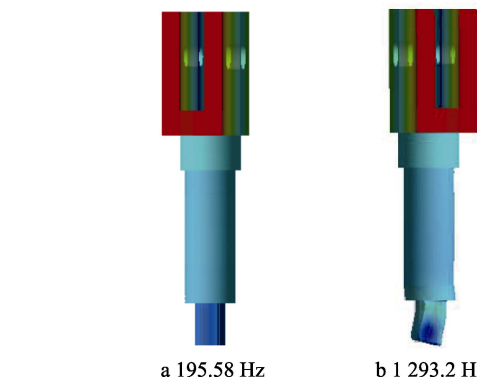


图 8 非锁定状态尾翼传动部件模态
Fig.8 Modes of unlocked tail wing transmission component

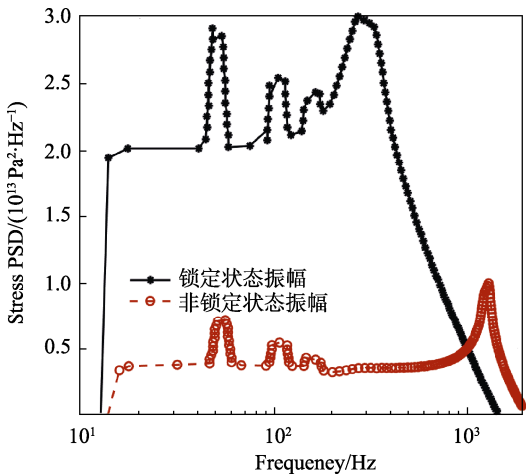


图 9 振动应力功率谱密度
Fig.9 PSD of vibration stress

子设置为 0.8, 采用 Goodman 法进行平均应力修正, 应力组合方法选择最大主应力法。尾翼传动部件锁定状态即伺服状态, 尾翼传动部件被机电控制设备锁定, 利用频域振动疲劳仿真方法进行锁定状态尾翼传动部件振动疲劳仿真, 振动疲劳寿命如图 10 所示。可见, 模拟振动条件下, 尾翼传动部件振动疲劳损伤最大位置与外场试验断裂失效位置接近, 振动疲劳寿命为 7 516 s。

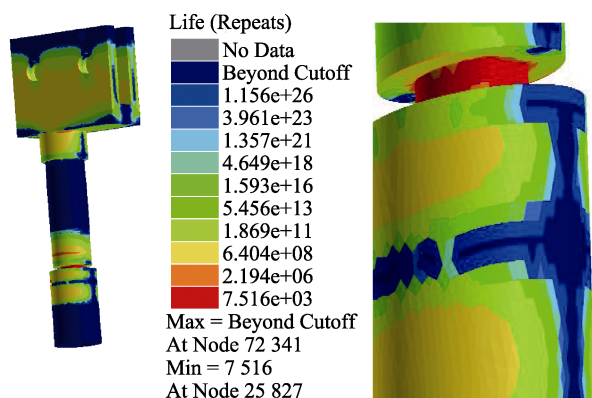


图 10 锁定状态尾翼传动部件振动疲劳寿命云图
Fig.10 Cloud map of vibration fatigue life of the locked tail wing transmission component

3.5 非锁定状态尾翼传动部件振动疲劳仿真

同理, 基于图 3 流程, 将非锁定状态尾翼传动部件模态和 z 向激励下的尾翼传动部件频响函数输入至 nCode Design life, 其余设置不变, 非锁定状态尾翼传动部件振动疲劳寿命云图如图 11 所示。模拟振动条件下, 振动疲劳寿命为 34 710 s, 可见 2 个状态的最大危险位置基本相同。由疲劳寿命对比可知, 非锁定状态尾翼传动部件振动疲劳寿命远大于锁定状态, 即锁定状态会加速损伤的累积, 符合外场试验情况, 说明了仿真的合理性。但需要注意的是, 非锁定状态虽然振动疲劳寿命更长, 但夹持头部增加了 1 个明显薄弱点, 与最大危险薄弱点寿命接近, 考虑到该过渡

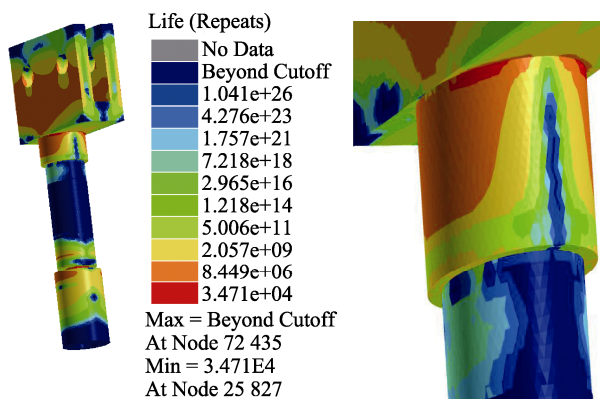


图 11 非锁定状态尾翼传动部件振动疲劳寿命云图
Fig.11 Cloud map of vibration fatigue life of the unlocked tail wing transmission component

处加工的质量与可靠性, 振动环境也有可能该位置率先疲劳断裂。

4 振动试验失效复现与尾翼传动部件改进

4.1 振动试验失效复现

按照图 3 分析流程进行实验室振动环境失效复现, 将尾翼传动部件组装至全弹, 与外场试验状态相同。通过头尾夹持式振动试验夹具夹紧全弹, 并固定在实验室振动台面上, 模拟实际振动状态。控制器输入图 6 模拟振动谱, 头尾振动试验夹具各放置 1 个控制点, 并采用两点平均输入控制振动方法进行振动试验。试验中监测尾翼传动部件附近位置的振动响应量值, 确保未有欠试验情况。

试验结果显示, 非锁定状态尾翼传动部件通过了多个方向的长时间振动考核, 未出现故障; 而锁定状态下, 尾翼传动部件在 z 向振动 5 min 左右时出现断裂故障, 如图 12 所示。其断裂位置和 2 种状态的断裂时间变化趋势与仿真一致, 模拟结果与试验结果对比见表 2。

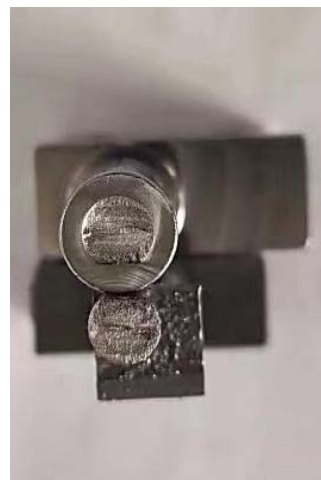


图 12 振动试验下轴头断裂失效
Fig.12 Fracture failure diagram of the head of shaft under vibration test

表 2 模拟结果与试验结果对比
Tab.2 Comparison between simulation results and experimental results

状态	模拟结果/s	试验结果/s	失效位置	失效原因
锁定	7 516	300	轴头根部	振动疲劳
非锁定	34 710	5 400	—	—

利用扫描电子显微镜, 对尾翼传动部件断口进行观察分析, 观察区域包括断口边缘和内部, 观察位置如图 13 所示, 分析结果见表 3。其中, 1 区和 4 区为断口边缘, 断口严重碾伤, 为疲劳断口常见特征。在

交变载荷作用下, 自应力集中处发生微小开裂, 并随着循环载荷发生周期性扩展, 启裂区的断口反复咬合, 导致断口碾伤。2 区和 3 区为断口内部, 可见显著疲劳辉纹, 为疲劳断口的典型特征, 在振动扭转等交变载荷作用下, 裂纹呈周期性扩展, 断裂性质属于疲劳断裂, 与疲劳仿真分析结果一致, 进一步说明疲劳仿真分析方法的有效性。疲劳寿命时间与仿真不同的原因在于, 实验室振动试验采用输入控制方法, 控制点在振动夹具上, 仅能保证夹具与全弹连接界面上的振动量级在模拟振动条件误差范围内, 而振动是从夹具夹持位置传递至悬臂位置的尾翼传动部件, 尾翼传动部件所承受的振动量级远远超出了模拟振动条件, 所以加速了其振动疲劳损伤进程。

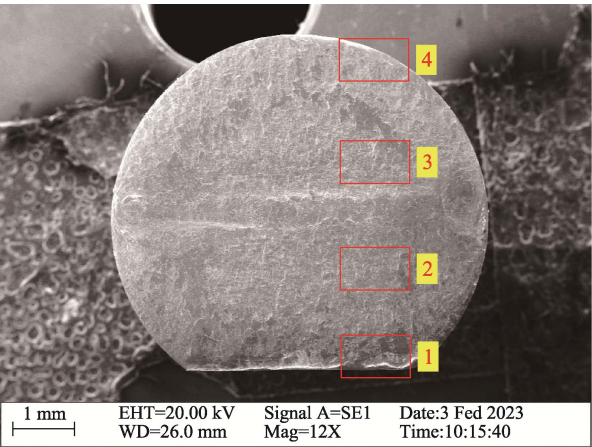


图 13 振动试验下轴头断口观察位置

Fig.13 Observation sites for the fracture of the head of shaft under vibration test

表 3 振动试验下轴头断口分析结果
Tab.3 Fracture analysis results of the head of shaft under vibration test

区域编号	断口特征
1	严重碾伤, 疲劳断口常见特征
2	疲劳辉纹, 疲劳断口典型特征
3	疲劳辉纹, 疲劳断口典型特征
4	严重碾伤, 疲劳断口常见特征

4.2 尾翼传动部件改进

1) 尾翼传动部件改进措施。基于断裂失效分析结果对尾翼传动部件进行改进, 改进措施包括: 优化材质选用, 将 12Cr18Ni9 改为调质处理的 30CrMnSi; 尾翼传动部件轴头轴径增加 1 mm, 并在轴与轴连接处增加 R1 mm 倒角, 增加 0.8 光洁度要求, 从而减小尺寸过渡, 增大受力截面, 减小集中应力; 减小轴承内外径配合公差, 减小振动幅度。

2) 改进后尾翼传动部件振动疲劳寿命仿真。同样, 基于图 3 流程, 对改进结构的尾翼传动部件进行重新建模, 按照 3.1 节设置锁定状态和非锁定状态尾

翼传动部件的约束条件, 并赋予新的优化材质 (由于缺少 30CrMnSi 的疲劳试验数据, 采用性能近似的 CrMo 的疲劳极限代替), 同样采用图 6 振动谱并按照 3.3 节方法获取改进后尾翼传动部件 2 种状态的振动应力幅值, 疲劳仿真参数设置与上文相同。得到锁定状态和非锁定状态尾翼传动部件振动疲劳寿命云图如图 14 和图 15 所示, 可以看出, 虽然锁定状态和非锁定状态尾翼传动部件最大损伤位置仍在轴头根部区域, 但振动疲劳寿命分别为 45 540 s 和 1 151 000 s, 相较改进前有大幅度提升。由此, 从仿真角度说明了尾翼传动部件改进的有效性, 可进行后续的实验室试验验证。

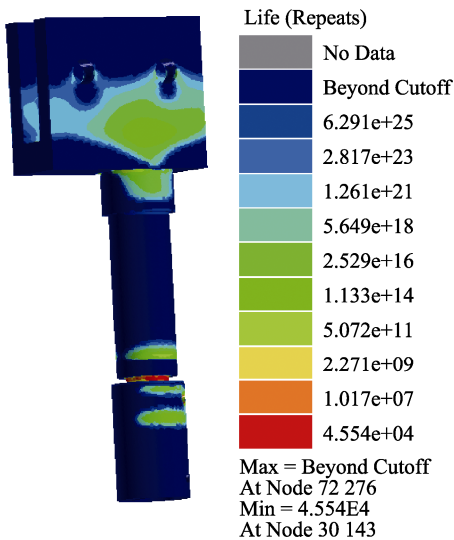


图 14 锁定状态振动疲劳寿命云图
Fig.14 Cloud map of vibration fatigue life at the locked state

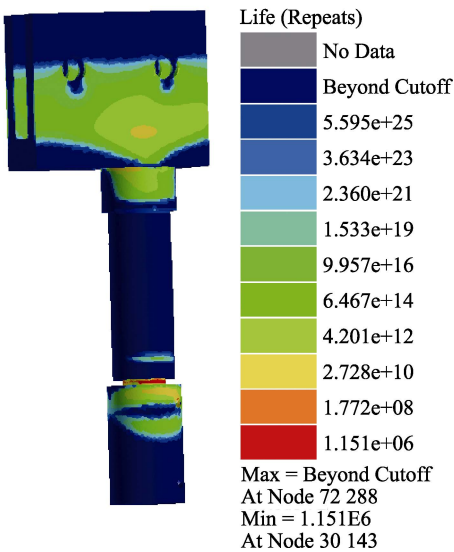


图 15 非锁定状态振动疲劳寿命云图
Fig.15 Cloud map of vibration fatigue life at the unlocked state

3) 改进后尾翼传动部件实验室验证。实验室验证方法与 4.1 节相同, 改进后尾翼传动部件通过实验

室振动试验考核(每轴向1 h 30 min),提高了振动环境下的可靠性,达成改进目的。

5 结论

本文针对某航空弹药尾翼传动部件振动环境断裂失效问题展开了研究,建立了失效分析流程,利用频域振动分析方法计算了不同状态尾翼传动部件的最大损伤位置和疲劳寿命,明确了故障原因,通过实验室试验复现了故障,并改进了产品结构,主要得出以下结论:

1) 模拟振动条件下尾翼传动部件2个状态的振动最大损伤位置接近,并且非锁定状态下的尾翼传动部件振动疲劳寿命远大于锁定状态,但需注意夹持头部增加了1个危险点。

2) 实验室振动环境试验能加速尾翼传动部件的损伤但不改变其失效机理,能起到有效复现外场试验失效模式的作用。

3) 失效分析、验证与改进方法切实有效,能提升尾翼传动部件振动环境可靠性,为同类问题提供参考。

参考文献:

- [1] 王晓光,何镜,刘东兴,等. 俄乌冲突中的航空弹药作战使用分析与启示[J]. 战术导弹技术, 2022(4): 23-29.
WANG X G, HE J, LIU D X, et al. Analysis and Discussion on Application of Aviation Munitions in the Russia-Ukraine Conflict[J]. Tactical Missile Technology, 2022(4): 23-29.
- [2] 黄得刚,杜晨慧,徐志强,等. 国外无人机机载空面轻型弹药发展现状及趋势分析[J]. 飞航导弹, 2021(4): 63-67.
HUANG D G, DU C H, XU Z Q, et al. Development Status and Trend Analysis of Airborne Light Munitions for Unmanned Aerial Vehicles Overseas[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2021(4): 63-67.
- [3] 祝耀昌,石鹏颀,程丛高,等. 军用飞机机载设备振动试验要求和有关问题的讨论(一): GJB 150.16/16A 军用喷气式飞机和螺旋桨式飞机机载设备和外挂的振动试验要求及对比分析[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(2): 127-135.
ZHU Y C, SHI P J, CHENG C G, et al. The Vibration Testing Requirements and Related Problems for Military Aircraft Equipment(I): Vibration Testing Requirements and Comparison of Airborne Equipment and External Hanging of Military Jet and Propeller Aircraft in GJB 150.16/16A[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2016, 33(2): 127-135.
- [4] 马利丽,何立强,任伟峰. 航空发动机自由涡轮叶片裂纹故障分析[J]. 航空发动机, 2018, 44(6): 54-58.
MA L L, HE L Q, REN W F. Blade Crack Fault Analysis of Aeroengine Free Turbine[J]. Aeroengine, 2018, 44(6): 54-58.
- [5] 刘文光,陈国平,贺红林,等. 结构振动疲劳研究综述[J]. 工程设计学报, 2012, 19(1): 1-8.
LIU W G, CHEN G P, HE H L, et al. Review of Studying on Vibration Fatigue[J]. Chinese Journal of Engineering Design, 2012, 19(1): 1-8.
- [6] 王伟,金晶,黄盼伟. 尾翼舵面悬挂接头随机振动分析及优化设计[J]. 海军航空大学学报, 2024, 39(2): 275-282.
WANG W, JIN J, HUANG P W. Random Vibration Analysis and Optimization Design of Tail Wing Rudder Surface Suspension Joints[J]. Journal of Naval Aviation University, 2024, 39(2): 275-282.
- [7] 邓康清,朱雯娟,王相宇,等. 特种结构固体火箭发动机燃烧室随机振动疲劳分析[J]. 固体火箭技术, 2023, 46(2): 263-271.
DENG K Q, ZHU W J, WANG X Y, et al. Fatigue Analysis on Chamber of a Special Structure SRM under Random Vibration[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2023, 46(2): 263-271.
- [8] 郁大照,张彤. 振动对航空电连接器的影响分析[J]. 装备环境工程, 2021, 18(6): 87-93.
YU D Z, ZHANG T. Analysis of the Influence of Vibration on Aviation Electrical Connectors[J]. Equipment Environmental Engineering, 2021, 18(6): 87-93.
- [9] 周智勇,霍毅,王鸣鹤,等. 运载火箭增压管路疲劳寿命研究[J]. 导弹与航天运载技术(中英文), 2023(3): 55-60.
ZHOU Z Y, HUO Y, WANG M H, et al. Research of Fatigue Life of Rocket Pressurized Pipeline[J]. Missiles and Space Vehicles, 2023(3): 55-60.
- [10] 方红荣,薛立鹏,李朝晖. 基于有限元法的运载火箭管路随机振动疲劳寿命分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2017(4): 107-110.
FANG H R, XUE L P, LI Z H. Research on Simulation of Launch Vehicle Pipeline Structure's Random Vibration Fatigue Lifetime Based on Finite Element Method[J]. Missiles and Space Vehicles, 2017(4): 107-110.
- [11] 姜子哈,王卓健,鱼欢,等. 随机振动下装配误差对液压导管疲劳寿命影响仿真分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2020, 21(2): 24-28.
JIANG Z H, WANG Z J, YU H, et al. Simulation Analysis of the Influence of Assembly Error on the Fatigue Life of Hydraulic Pipe under Random Vibration[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2020, 21(2): 24-28.
- [12] 王崇哲,刘杰,程皓月. 某电子设备随机振动故障分析[J]. 装备环境工程, 2021, 18(10): 110-116.
WANG C Z, LIU J, CHENG H Y. Random Vibration Failure Analysis of an Electronic Equipment[J]. Equipment Environmental Engineering, 2021, 18(10): 110-116.
- [13] 杜尚勇,何文灿,张云翔. 某电子设备振动环境功能失效分析[J]. 装备环境工程, 2021, 18(6): 115-118.
DU S Y, HE W C, ZHANG Y X. Failure Analysis of Vibration Environment Test Function of an Electronic

- Equipment[J]. Equipment Environmental Engineering, 2021, 18(6): 115-118.
- [14] 朴明伟, 方吉, 赵钦旭, 等. 基于刚柔耦合仿真的集装箱车体振动疲劳分析[J]. 振动与冲击, 2009, 28(3): 1-5.
PIAO M W, FANG J, ZHAO Qianxu, et al. Vibration Fatigue Analysis of a Container Flatcar Based on Rigid-Flexible Coupling Simulation[J]. Journal of Vibration and Shock, 2009, 28(3): 1-5.
- [15] 林辉, 吕帅帅, 陈晓雷, 等. 导弹尾翼电动负载模拟器快速终端滑模控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(3): 22-28.
LIN H, LU S S, CHEN X L, et al. Fast Terminal Sliding Mode Control for Missile Rudder Electric Dynamic Load Simulator Systems[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(3): 22-28.
- [16] 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 Aircraft Typical Structures[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [17] BENASCIUTTI D. Fatigue Analysis of Random Loadings: A Frequency-Domain Approach[M]. Chisinau: LAP Lambert Academic Publishing, 2012.
- [18] 张琴, 许巍, 范金娟, 等. 材料及构件振动疲劳研究进展[J]. 材料开发与应用, 2020, 35(1): 14-22.
ZHANG Q, XU W, FAN J J, et al. Research Progress of Vibration Fatigue of Materials and Components[J]. Development and Application of Materials, 2020, 35(1): 14-22.
- [19] 张炜, 王玺, 徐志勇, 等. 基于频域分析方法的随机振动疲劳损伤研究[J]. 航空精密制造技术, 2014, 50(5): 18-22.
ZHANG W, WANG X, XU Z Y, et al. Research on Random Vibration Fatigue Damage Analysis of Vehicle Equipment Based on Frequency Domain Method[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2014, 50 (5): 18-22.
- [20] 董江, 于浩, 文敏, 等. 基于实测数据的随机振动疲劳寿命预测方法[J]. 航天器环境工程, 2022, 39(3): 279-286.
DONG J, YU H, WEN M, et al. Method for Predicting the Random Vibration Fatigue Life Based on Measured Data[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2022, 39(3): 279-286.
- [21] 嵇应凤, 姚卫星, 夏天翔. 线性疲劳累积损伤准则适用性评估[J]. 力学与实践, 2015, 37(6): 674-682.
JI Y F, YAO W X, XIA T X. An Applicability Assessment of Linear Cumulative Fatigue Damage Rules[J]. Mechanics in Engineering, 2015, 37(6): 674-682.
- [22] 安小雪, 李欢, 郑树彬, 等. 轨道扣件检测系统机械结构随机振动疲劳分析[J]. 计算机仿真, 2021, 38(3): 40-45.
AN X X, LI H, ZHENG S B, et al. Random Vibration Fatigue Analysis of Mechanical Structure in Track Fastener Inspection System[J]. Computer Simulation, 2021, 38(3): 40-45.
- [23] 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.
- [24] BENDAT J S. Probability Function for Random Responses: Prediction of Peaks, Fatigue Damage, and Catastrophic Failures[R]. Washington: NASA report on contract NASA5-4590, 1964.
- [25] 赵霞军, 张伟, 赵铭. 机载电子设备随机振动频域法疲劳仿真分析[J]. 西安航空学院学报, 2019, 37(3): 48-52.
ZHAO X J, ZHANG W, ZHAO M. Simulated Analysis of Random Vibration Fatigue of an Electronic Equipment Based on Frequency Domain Method[J]. Journal of Xi'an Aeronautical University, 2019, 37(3): 48-52.