

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.01.008

铆接残余应力对沉头铆钉振动疲劳性能的影响

符彬^{1,2}, 安鲁陵¹, 陈浩²

(1. 南京航空航天大学机电学院, 南京 210016; 2. 国营芜湖机械厂, 芜湖 241007)

摘要: 针对飞机发动机进气道安装边沉头铆钉在振动载荷作用下发生疲劳断裂的现象, 从铆接残余应力的角度分析了故障原因。基于有限元方法, 对铆钉的随机振动过程与铆接过程进行了仿真, 获得铆钉的振动等效应力与铆接残余应力, 采用 Dirlik 法计算了铆钉的振动疲劳寿命, 设计了振动疲劳试验, 对仿真结果进行了验证。研究表明, 铆接残余应力是导致振动疲劳寿命劣化的关键因素, 因此必须在疲劳寿命预测中考虑残余应力的影响。研究结论可为航空铆接结构的寿命预测与优化设计提供参考。

关键词: 铆接; 振动; 疲劳; 载荷谱; 残余应力

中图分类号: V262.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2026)01-0097-07

Influence of Residual Stress from Riveting on Vibration Fatigue Performance of Countersunk Rivets

FU Bin^{1,2}, AN Luling¹, CHEN Hao²

(1. College of Mechanical and Electronic Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. State-Owned Wuhu Machinery Factory, Wuhu 241007, China)

Abstract: This paper addresses the fatigue fracture phenomenon of countersunk rivets installed on the air intake flange under vibration loads, analyzes the failure cause from the perspective of riveting residual stress. Based on the finite element method (FEM), simulations of the rivets' random vibration process and riveting process are conducted to obtain the rivet's vibration equivalent stress and riveting residual stress. The Dirlik method is adopted to calculate the vibration fatigue life of the rivets, and a vibrational fatigue test is designed to verify the simulation results. The research indicates that riveting residual stress is a key factor leading to the degradation of vibrational fatigue life; therefore, the influence of residual stress must be considered in fatigue life prediction. The research conclusions can provide a reference for the life prediction and optimal design of aviation riveted structures.

Key words: riveting; vibration; fatigue; load spectrum; residual stress

现代航空器制造广泛采用铆接、焊接、粘接和螺栓连接等连接方式^[1-4]。其中, 铆接工艺具备工艺简便、密封性好的优势^[5-6], 因此被用作飞机组装机过程中的主要连接方式。然而, 铆接过程会在铆钉与被连接件内部产生内应力, 称为残余应力, 而残余应力对铆接结构的疲劳寿命有显著影响^[7]。

疲劳寿命是航空器设计的重要指标之一。近年来, 国内外学者正越来越多地通过仿真分析, 研究铆接残余应力与铆接结构之间的疲劳响应^[8-12]。De Matos 等^[8]使用多种有限元模型模拟了孔挤压强化工艺对铆接残余应力的影响, 研究表明, 挤压强化通过降低铆接孔挤入面的残余应力, 提升了铆

收稿日期: 2025-08-29; 修订日期: 2025-11-25

通信作者: 安鲁陵, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: anllme@nuaa.edu.cn。

引用格式: 符彬, 安鲁陵, 陈浩. 铆接残余应力对沉头铆钉振动疲劳性能的影响[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(1): 97-103. FU bin, AN Luling, CHEN Hao. Influence of residual stress from riveting on vibration fatigue performance of countersunk rivets[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2026, 58(1): 97-103.

接结构的疲劳寿命。Aman等^[9]使用有限元方法对铝合金铆接件的铆接顺序进行研究,发现铆钉间距和铆钉边距对铆接件残余应力存在影响。Zheng等^[10]使用有限元仿真研究了铆钉头、孔直径和板材性能对铆接面残余应力的影响。Wronicz^[11]比较了使用标准铆接和NACA铆接对铆接件残余应力的影响,发现NACA铆接的孔边残余应力对于铆接件的疲劳性能更为有益。袁振等^[12]分析了铆接干涉量对铆接件上孔边应力的影响,认为铆接干涉量是影响孔边应力的首要因素,进而影响铆接件的疲劳寿命。

尽管这些工作质量很高,但单纯使用有限元方法进行研究的缺陷是缺乏由实验结果支持的验证。为增强有限元仿真的可靠性,Korbel^[13]通过疲劳试验验证航空薄壁铆接结构的疲劳仿真结果,发现铆钉的加工精度和铆钉孔的直径对铆接孔边缘残余应力的改变最为显著,铆接孔边缘处的有利残余应力随着孔径增大而降低,进而缩短铆接结构的疲劳寿命。Zeng等^[14]在铆接接触面上使用微应变计进行了实验测量,以验证仿真得到的剪切力对铆接件中的残余应力的影响。所进行的研究表明,邻近铆钉头的接触面上存在残余环向压应力,并且有限元模型和实验测量结果之间有很好的相关性。王安强等^[15]对比了普通铆接和干涉铆接的疲劳性能,发现干涉铆接会在孔壁产生较大的残余应力,导致在相同载荷谱下,1%干涉量产生的残余应力可提升15%的铆接结构疲劳寿命。侯红玲等^[16]提出了一种带锥度的新型铆钉孔铆接方案,可以改善板材应力分布和降低铆接过程中产生的有害残余应力。

目前研究更多集中于被连接件在铆接过程中产生残余应力,继而影响铆接件的疲劳表现方面,关于铆钉本身疲劳寿命受残余应力影响的研究相对较少,且多集中在静态疲劳领域^[17-18]。本文以航空沉头铆钉疲劳断裂故障为例,通过有限元仿真分析该型铆钉铆接变形后的残余应力分布,进而研究上述残余应力对铆钉振动疲劳性能的影响,并开展振动疲劳试验加以验证。该研究为提高航空铆接结构的使用安全性和可靠性提供了参考。

1 背景介绍

1.1 故障描述

航空器对气动面有着较高的表面质量要求,常采用沉头铆钉保证表面的平整光滑^[19]。进气道安装边是承接进气道与发动机柔性对接的转接段,与进气道内蒙皮通过两排交错的航空沉头铆钉连

接。近年来多次发生此处铆钉仅使用数十小时就在飞行时断裂、脱落,甚至打伤发动机的事故,如图1所示。

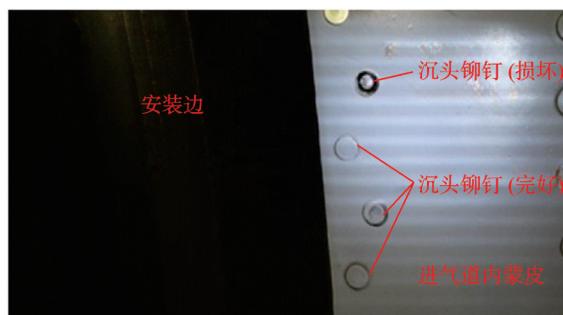


图1 进气道安装边沉头铆钉脱落打伤发动机情况

Fig.1 Situation of engine damage caused by the falling-off of countersunk rivets on the air intake flange

根据故障铆钉失效结果,分析发现铆钉沿钉头与钉杆的连接处剪断,断口较为平坦,可见光亮小刻面,有磨损痕迹,未见异常应力特征,如图2所示。将该剪短区域铆钉边缘部分位置通过显微镜放大,如图3所示,低倍镜可见韧窝特征,高倍放大后在解理断裂区可观察到极为细密的疲劳条带特征。由此推断,该沉头铆钉断裂性质为疲劳断裂。



图2 故障沉头铆钉断口宏观形貌

Fig.2 Macroscopic morphology of the faulty countersunk rivet fracture surface

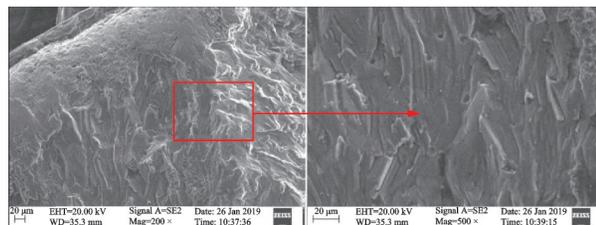


图3 故障沉头铆钉断口疲劳条带特征

Fig.3 Fatigue striation characteristics of the faulty countersunk rivet fracture surface

进气道安装边结构设计如图4所示,是非承力柔性结构。其中,航前与进气道内蒙皮通过HB8065航空沉头铆钉连接,航后与发动机采用嵌

套对接,存在一定的活动空间。地面试车时铆接处周围存在较大振动,增加了由振动引起的铆钉疲劳损伤的风险。

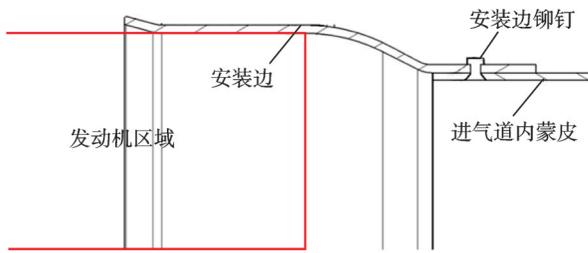


图4 进气道安装边结构装配示意图

Fig.4 Assembly schematic diagram of the air intake flange structure

1.2 故障载荷工况获取

为获取故障载荷,对进气道安装边的实际振动环境进行了飞行实测。受飞机结构和空间限制,分别在左、右安装边上端、左外侧、右外侧共6个测点处布置6只加速度传感器,如图5所示。传感器选用M2220加速度传感器,采用高强度胶粘接固定,如图6所示。

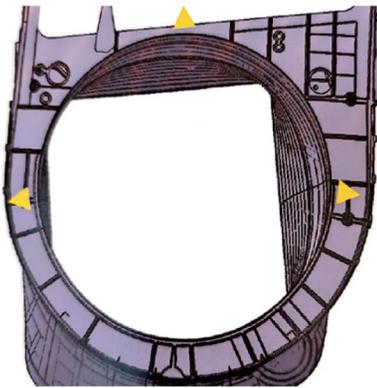


图5 右安装边加速度传感器粘贴位置

Fig.5 Bonding position of the acceleration sensor on the right air intake flange



图6 左安装边右外侧加速度传感器改装

Fig.6 Modification of the acceleration sensor on the right outer side of the left air intake flange

飞行实测数据覆盖飞机服役过程的全部飞行任务剖面,分析得到了进气道安装边铆接处在实际使用状态下的功率谱密度(Power spectral density, PSD)曲线,如图7所示。振动频率升至100 Hz, PSD呈台阶式上升,发生结构共振,并一直保持至高频段(1 000 Hz),铆接处将会产生大量的应力,易产生疲劳裂纹。

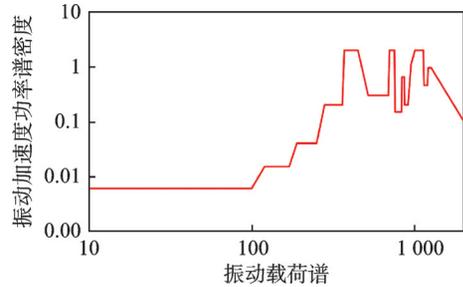


图7 进气道安装边铆接处振动载荷谱

Fig.7 Vibration load spectrum at the riveted joint of the air intake flange

2 铆钉的振动疲劳分析(不考虑铆接残余应力)

2.1 振动等效应力分析

建立如图8所示的进气道安装边局部铆接结构模型,安装边与进气道内蒙皮之间通过两排交错排列的铆钉连接;铆钉模型根据HB8065×4沉头铆钉建模,如图9所示。所有零部件全部采用实体单元,进气道安装边与进气道内蒙皮的网格密度为1,HB8065×4沉头铆钉因为是故障发生零件,网格密度为0.2;进气道安装边、进气道内蒙皮与铆钉之间为接触关系,法向为硬接触,切向为库仑摩擦,其中铝-铝摩擦因数0.19^[20],铝-钛摩擦因数0.3^[21];进气道内蒙皮与机身连接面采用简支边界条件,如图10所示。

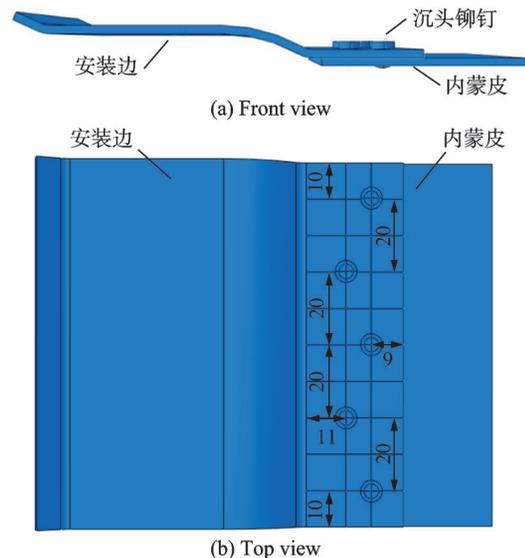


图8 进气道安装边铆接结构模型

Fig.8 Air intake flange riveted structure model

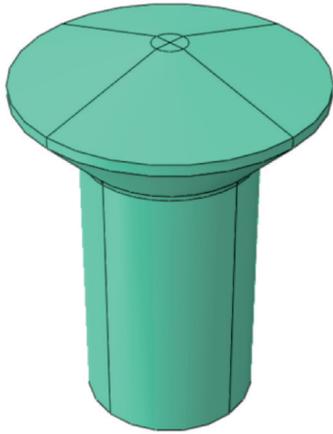


图9 HB8065 沉头铆钉模型

Fig.9 HB8065 countersunk rivet model

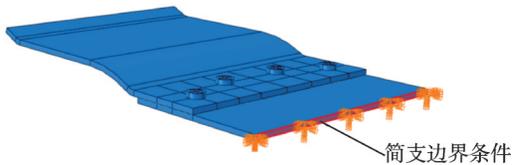


图10 进气道安装边铆接结构模型边界条件

Fig.10 Boundary conditions of the riveted structure model for the air intake flange

进气道安装边材料为 TC1M 钛合金,进气道内蒙皮材料为 2B06 铝合金,HB8065 沉头铆钉材料为 LY10 铝合金。表 1 列出了相关的材料属性。

表 1 进气道安装边铆接结构的材料参数

Table 1 Material parameters of the riveted structure for the air intake flange

类型	材料	密度/ (kg·m ⁻³)	泊松 比	弹性模 量/GPa	极限强 度/MPa	屈服强 度/MPa
进气道 安装边	TC1M	4 550	0.39	123	930	825
进气道 内蒙皮	2B06	2 800	0.33	75	315	240
铆钉	LY10	2 800	0.33	73.8	350	245

仿真分析分为 2 步:首先对模型进行模态分析,分析 2 000 Hz 以内前 10 阶模态的振型,并确保质量参与因子大于 0.8;随后进行随机响应分析,对模型加载飞行测振得到的功率谱,方向如图 11 所示,设置模型阻尼为 0.02,计算模型整体的频率响应,输出结构的均方根应力(Root mean square stress, RMS)云图,如图 12 所示。仿真结果表明,最大应力区域位于 HB8065×4 铆钉的钉头与钉杆的连接处,沿飞机航向(X轴)的中轴附近,与铆钉实际裂纹萌生位置一致。1σ下的均方根应力为 35.35 MPa,根据正态分布的 3σ原则,振动等效应力幅值为 106.05 MPa。

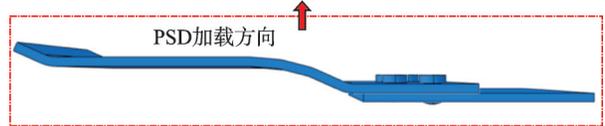


图 11 PSD 加载方向

Fig.11 PSD loading direction

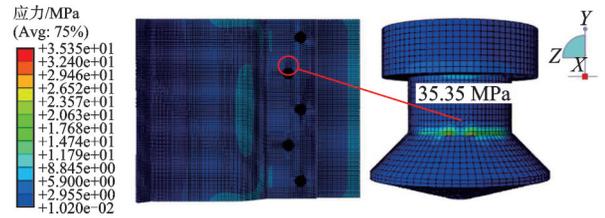


图 12 随机振动分析结果(RMS 云图)

Fig.12 Random vibration analysis results (RMS contour plot)

2.2 振动疲劳寿命计算

Miner 线性累积损伤理论认为,疲劳载荷谱中各应力幅值造成的损伤累积为总损伤,损伤累积程度可以表示为

$$D = \int \frac{n_s}{N_s} dS \quad (1)$$

式中: n_s 为应力幅值为 S 时的实际循环数; N_s 为应力幅值为 S 时的失效循环数; D 为损伤累积程度,当 $D=1$ 时,结构失效。

振动疲劳同样基于 Miner 线性累积损伤理论,将时域或频域的振动载荷等价于各应力幅值下的循环数。其中,Dirlik 基于宽带信号,直接从 PSD 估算振动疲劳寿命,是目前采用最广泛的振动疲劳计算方法^[22-23],其表达式如下

$$n_s = E_p TP(S) \quad (2)$$

式中: E_p 为单位时间的振动载荷的峰值数, $P(S)$ 为雨流计数的概率密度函数,两者都可以从 PSD 中得到; T 为时间长度,单位为秒。利用式(2),就可以将频域下的 PSD 转化为时域下的载荷循环数。

同时,材料的 S-N 曲线可以写成

$$\lg S = a + b \lg N (S^m N = C) \quad (3)$$

将式(1,3)代入式(2),就可以得到宽带随机载荷条件下的疲劳寿命

$$T = \frac{n_s}{E_p P(S)} = \frac{C}{E_p \int S^m P(S) dS} \quad (4)$$

已知铆钉材料 LY10 的 S-N 曲线^[24]可表示为

$$\lg S = 2.3395 - 0.0485 \lg N \quad (5)$$

根据式(4),在不考虑残余应力的情况下,铆钉的疲劳寿命为 388.43 h,满足检查间隔要求。

3 铆钉的振动疲劳分析

3.1 铆接残余应力分析

建立如图 13 所示的铆接仿真模型,进气道安装边尺寸为 20 mm × 20 mm × 2 mm,进气道内蒙皮尺寸为 20 mm × 20 mm × 1.8 mm,铆钉尺寸与 HB8065×4 标准一致。冲模与底座为刚体。

采用动力学分析,冲模加载与卸载的位移分别为 -2.6 和 2.5 mm(以 Y 轴正向为正),时间均为 0.01 s;底座加载与卸载的位移分别为 0.5 和 -0.5 mm,时间均为 0.01 s。对进气道安装边、进气道内蒙皮施加固定约束。

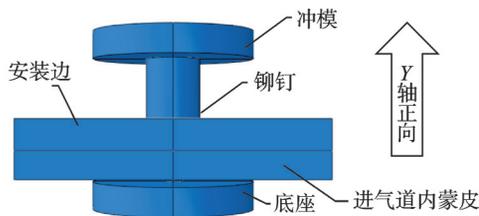


图 13 进气道安装边铆钉铆接仿真模型

Fig.13 Riveting simulation model of the rivet on the air intake flange

由于 Mises 应力总是正值,所以无法使用 Mises 应力来判断铆接过程中的残余应力对疲劳寿命的影响是否有益。作为代替,径向应力、环向应力或沿接头载荷方向作用的法向应力常被用于评估铆接结构中的残余应力^[13]。考虑到故障案例中铆钉沿钉头与钉杆的连接处剪断,剪切破坏的方向与铆钉径向相同,所以本文采用径向应力(σ_{11})分析铆接残余应力,径向应力的方向如图 14 所示。

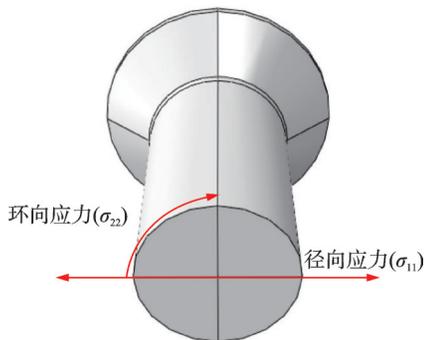


图 14 径向、环向应力的方向

Fig.14 Directions of radial and circumferential stresses

将铆钉中钉头与钉杆的连接处设置为危险集

合,分析得到铆钉危险区域铆接后的残余应力分布如图 15 所示。

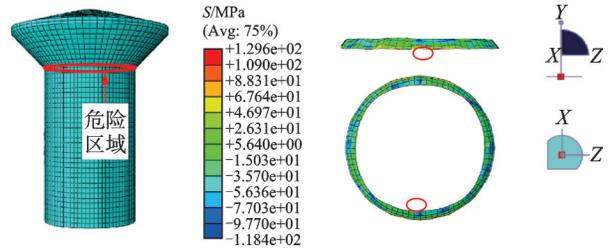


图 15 铆接危险区域残余应力

Fig.15 Residual stress in the critical region of riveting

可见,铆接后最大残余正应力为 129.6 MPa,位于 HB8065×4 铆钉的钉头与钉杆的连接处,沿飞机航向(X 轴)的中轴附近,与随机振动的最大等效应力幅值位置一致。

同时,由于使用过程中残余应力会逐渐释放,实际残余应力会小于刚刚铆接时的残余应力最大值。但实际铆接后未采用任何消除残余应力的工艺,且自然时效仅能消除航空铝合金机械加工残余应力的 10%~35%^[25],剩余的残余应力仍可能对进气道安装边结构的振动疲劳寿命产生较大的影响。

3.2 铆接残余应力的影响

对式(3)给出的材料常数 C 和 m 根据 Goodman 公式进行修改^[26],从而产生新的 $S-N$ 曲线,其中包含残余应力。这使得疲劳寿命更合理,更接近实际值。

$$S_a = S_e \left(1 - \frac{S_m}{S_u} \right) \quad (6)$$

式中: S_a 为应力幅值, S_e 为等效应力, S_m 为残余应力, S_u 为材料的极限强度。

考虑铆接残余应力的 $S-N$ 曲线计算公式修正为

$$S^m N_s = C \left(1 - \frac{S_m}{S_u} \right)^m \quad (7)$$

将式(7)代入式(4),宽带随机载荷条件下,考虑铆接残余应力的疲劳寿命修正为

$$T = \frac{C \left(1 - \frac{S_m}{S_u} \right)^m}{E_p \int S^m P(S) dS} \quad (8)$$

根据新公式计算的进气道安装边铆钉振动疲劳寿命如表 2 所示。

表 2 不同残余应力下的进气道安装边铆钉疲劳寿命比较

Table 2 Comparison of fatigue life of rivets on the air intake flange under different residual stresses

残余应力/MPa	0	84.24	97.2	110.16	116.64
残余应力释放百分比/%	—	35	25	15	10
振动疲劳寿命/h	388.43	114.15	52.83	31.93	25.44

由表2的结果显示,铆接残余应力对进气道安装边铆钉的振动疲劳寿命有很大影响。根据不同的残余应力释放率,铆钉的振动疲劳寿命从388.43 h缩短到25.44~114.15 h,与实际故障时间更接近。进气道安装边铆钉要求至少在两次检查间隔期间不出现故障,但是因为铆接残余应力的影响,铆钉疲劳寿命无法满足要求。

3.3 振动疲劳试验

针对有限元仿真和疲劳计算结果,开展振动疲劳试验加以验证。振动台型号为DC-1000-15型,最大加速度100g,工作频率范围2~3 000 Hz。试验件外形如图16所示,加工完成后自然放置30 d,以模拟真实修理与检查间隔下的残余应力释放。试验件采用进气道内蒙皮一端固定、安装边一端悬空的方式安装在振动台上,一次安装两件进行试验,如图17所示。

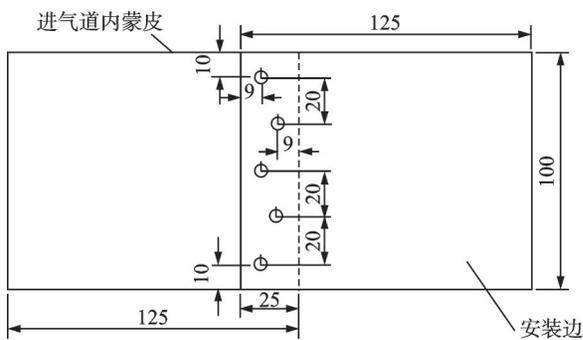


图16 振动疲劳试验件

Fig.16 Vibration fatigue test specimen

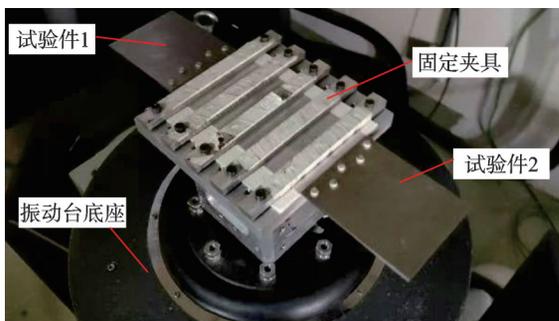


图17 振动台测试

Fig.17 Shaker table test

振动台加载如图7所示功率谱,频率范围10~2 000 Hz,参考均方根值36.55g。试验获得的铆钉振动疲劳寿命如表3所示。

试验结果位于计算得到的铆钉振动疲劳寿命区间范围内,同时也与铆钉实际故障时间接近,验证了本文计算方法的可靠性。上述振动疲劳寿命小于设计规定的修理检查间隔,说明需要对进气道安装边结构加以改进。

表3 铆钉振动疲劳试验寿命

Table 3 Vibration fatigue test life of rivets

试验件序号	铆钉寿命/h	铆钉中值寿命/h
1	62.70	
2	56.38	
3	66.75	64.13
4	72.70	
5	58.83	
6	67.42	

4 结 论

本文研究了铆接残余应力对航空沉头铆钉振动疲劳性能的影响,结果表明,由于铆钉上铆接残余应力的影响,进气道安装边铆钉的振动疲劳寿命从388.43 h显著缩小到64.13 h,不能满足两次检查间隔期间不出现故障的设计要求。为解决原铆钉疲劳强度不足的问题,需要减缓发动机的振动对进气道安装边的作用,或选择将铝合金铆钉更换为钛制铆钉,以提高铆钉的承载能力。

参考文献:

- [1] ZENG C, TIAN W, LIAO W H. The effect of residual stress due to interference fit on the fatigue behavior of a fastener hole with edge cracks[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2016, 66: 72-87.
- [2] 赵洪伟. 飞机装配中铆接结构静力失效研究进展[J]. *工程与试验*, 2020, 60(4): 5-7.
ZHAO Hongwei. Development of static failure of riveted structure in aircraft assembling[J]. *Engineering & Test*, 2020, 60(4): 5-7.
- [3] 侯文彬, 刘璟琳, 陈广义, 等. 胶层缺陷对胶接-拉铆搭接剪切接头力学性能影响研究[J]. *机械工程学报*, 2019, 55(24): 37-44.
HOU Wenbin, LIU Jinglin, CHEN Guangyi, et al. Effect of defects in adhesive layer on the mechanical property of hybrid bond-riveted lap shear joint[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2019, 55(24): 37-44.
- [4] 陈金睿, 孔斌, 陈普会, 等. 轴压铆接加筋板局部屈曲弹性支持分析方法[J]. *南京航空航天大学学报*, 2020, 52(6): 989-996.
CHEN Jinrui, KONG Bin, CHEN Puhui, et al. Local buckling analysis method of elastically restrained riveted stiffened panels under uniaxial compression[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2020, 52(6): 989-996.
- [5] LIU G, HUAN H L, KE Y L. Study on analysis and prediction of riveting assembly variation of aircraft fuselage panel[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2014, 75(5): 991-1003.

- [6] 吴浪, 侯红玲, 郝海凌, 等. 铆接接头剪切面残余应力对抗剪强度的影响分析[J]. 陕西理工大学学报(自然科学版), 2022, 38(6): 1-8.
WU Lang, HOU Hongling, HAO Hailing, et al. Analysis of the effect of residual stress on the shear plane of riveted joints on the shear strength[J]. Journal of Shaanxi University of Technology (Natural Science Edition), 2022, 38(6): 1-8.
- [7] SKORUPA M, SKORUPA A, MACHNIEWICZ T, et al. Effect of production variables on the fatigue behaviour of riveted lap joints[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(7): 996-1003.
- [8] DE MATOS P F P, MOREIRA P M G P, PINA J C P, et al. Residual stress effect on fatigue striation spacing in a cold-worked rivet hole[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2004, 42(2): 139-148.
- [9] AMAN F, CHERAGHI S H, KRISHNAN K K, et al. Study of the impact of riveting sequence, rivet pitch, and gap between sheets on the quality of riveted lap joints using finite element method[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 67(1): 545-562.
- [10] ZHENG B, YU H D, LAI X M, et al. Analysis of residual stresses induced by riveting process and fatigue life prediction[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(5): 1431-1438.
- [11] WRONICZ W. Comparison of residual stress state on sheets faying surface after standard and NACA riveting-numerical approach[J]. Fatigue of Aircraft Structures, 2016, 2016(8): 116-126.
- [12] 袁振, 胡伟平, 孟庆春. 干涉量对带板连接件铆钉孔周应力影响[J]. 飞机设计, 2016, 36(1): 38-41, 47.
YUAN Zhen, HU Weiping, MENG Qingchun. An investigation about interference fit effect on stress field of lap joints[J]. Aircraft Design, 2016, 36(1): 38-41, 47.
- [13] KORBEL A. Effect of aircraft rivet installation process and production variables on residual stress, clamping force and fatigue behaviour of thin sheet riveted lap joints[J]. Thin-Walled Structures, 2022, 181: 110041.
- [14] ZENG C, TIAN W, LIU X Y, et al. Experimental and numerical studies of stress/strain characteristics in riveted aircraft lap joints[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2019, 33(7): 3245-3255.
- [15] 王安强, 杨仕超, 胡昭, 等. 过盈配合对沉头铆钉无载孔疲劳寿命的影响分析[J]. 热加工工艺, 2014, 43(4): 55-58.
WANG Anqiang, YANG Shichao, HU Zhao, et al. Effect of interference fit on fatigue life of fasten holes without load transfer[J]. Hot Working Technology, 2014, 43(4): 55-58.
- [16] 侯红玲, 黄涛, 胡海滨, 等. 基于锥形孔的干涉配合铆接应力特性研究[J]. 塑性工程学报, 2025, 32(1): 112-121.
HOU Hongling, HUANG Tao, HU Haibin, et al. Study on stress characterisation of interference fit riveting based on tapered holes[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2025, 32(1): 112-121.
- [17] CARTER RALPH W, STEVEN JOHNSON W, TOIVONEN P, et al. Effect of various aircraft production drilling procedures on hole quality[J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28(8): 943-950.
- [18] RALPH W C, JOHNSON W S, MAKEEV A, et al. Fatigue performance of production-quality aircraft fastener holes[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(7): 1319-1327.
- [19] RANS C, STRAZNICKY P V, ALDERLIESTEN R. Riveting process induced residual stresses around solid rivets in mechanical joints[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(1): 323-329.
- [20] 殷俊清. 航空薄壁件铆接变形分析及预测研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
YIN Junqing. Study on riveting deformation and its prediction of aeronautical thin-walled components[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015.
- [21] GONTARZ A, DZIUBIŃSKA A, OKOŃ Ł Determination of friction coefficients at elevated temperatures for some Al, Mg and Ti alloys[J]. Archives of Metallurgy and Materials, 2011, 56(2): 379-384.
- [22] BISHOP N. Vibration fatigue analysis in the finite element environment[C]//Proceedings of MSC Software Americas Users' Conference. Torremolinos, Spain:[s.n.], 1999: 14-16.
- [23] HAN S H, AN D G, KWAK S J, et al. Vibration fatigue analysis for multi-point spot-welded joints based on frequency response changes due to fatigue damage accumulation[J]. International Journal of Fatigue, 2013, 48: 170-177.
- [24] 薛红前, 陶华, 王弘. LY10的超声疲劳性能研究[J]. 机械科学与技术, 2004, 23(4): 471-473.
XUE Hongqian, TAO Hua, WANG Hong. Study on ultrasonic fatigue properties of LY10[J]. Mechanical Science and Technology, 2004, 23(4): 471-473.
- [25] 王秋成. 航空铝合金残余应力消除及评估技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2003.
WANG Qiucheng. Evaluation and relief of residual stresses in aluminum alloys for aircraft structures[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2003.
- [26] LI L B, GU X M, SUN S L, et al. Effects of welding residual stresses on the vibration fatigue life of a ship's shock absorption support[J]. Ocean Engineering, 2018, 170(15): 237-245.