

热振环境下钛合金薄壁结构疲劳寿命

揭小落, 李丽远, 胡由宏, 谢学多, 吴彦增

(中国航天科技集团有限公司 中国运载火箭技术研究院 北京强度环境研究所, 北京 100076)

摘 要: 由于钛合金薄壁结构长时间在飞行热振环境下结构内部产生不断变化的应力, 可能引起结构疲劳失效, 因此借助振动试验台搭建了高温振动疲劳测试系统, 测定了 20、150 ℃ 和 300 ℃ 温度条件下钛合金悬臂薄板结构的随机振动 $S-N$ 疲劳曲线, 并建立了上述温度条件下钛合金悬臂薄板结构的疲劳寿命预测表达式, 根据其计算得到的预测寿命与试验件的实际寿命相比误差较小, 300 ℃、45.36 MPa 应力水平下误差仅为 3.76%。该方法可用于高温随机振动载荷作用下结构的疲劳性能和寿命预测研究。

关 键 词: 热环境; 钛合金; 薄壁结构; 振动疲劳; 寿命预测

中图分类号: V416.3; O212; TH123

文献标志码: A

Fatigue life of titanium alloy thin-walled structure under thermal vibration environment

JIE Xiaoluo, LI Liyuan, HU Youhong, XIE Xueduo, WU Yanzeng

(Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, China Academy of Launch Vehicle
Technology, China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: Titanium alloy thin-walled structures are in the thermal vibration environment for a long time. The constantly changing stress produced in the thermal vibration environment may cause structural fatigue failure. A high temperature vibration fatigue testing system was built with the help of vibration test bench, and the random vibration $S-N$ fatigue curves of titanium alloy cantilever thin plate structure were obtained at 20, 150 ℃ and 300 ℃. The fatigue life prediction expression of titanium alloy cantilever thin plate structure at the above temperature was established, and the error between the predicted life and the actual life of the test piece was small, which was only 3.76% at the condition of 300 ℃, 45.36 MPa stress level. The method can be used to study the fatigue performance and life prediction of structures under high temperature random vibration loads.

Keywords: thermal environment; titanium alloy; thin-walled structure; vibration fatigue;
life prediction

疲劳是机械与结构失效的主要形式之一, 结构疲劳失效问题遍布在机械工程、电子仪器、交通运输、船舶海洋和航空航天等诸多领域, 近几十年来成为国内外众多学者和工程技术人员的热点课题。美国 NASA 开展了 C/C 等高温材料翼、舵等结构的热强度和热噪声方面的试验研究^[1-2]。Wu 和 Liou 等分析研究了 Palmgren-Miner 线性累

积损伤准则等各种疲劳损伤评估方法的适用性, 并进行了 7075-T615 铝合金圆片组件随机载荷作用下的疲劳损伤寿命评估, 发现通过随机过程的概率密度函数能够很好地估计测试样品的疲劳寿命^[3]。Moon 等针对单元支架结构发展了一种适用于初始产品设计阶段元件疲劳寿命预测的振动疲劳测试方法, 通过该测试方法可以得到整车试

收稿日期: 2021-08-08

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金(12002055)

作者简介: 揭小落(1994—), 女, 工程师, 硕士, 主要从事热振试验技术研究。

引用格式: 揭小落, 李丽远, 胡由宏, 等. 热振环境下钛合金薄壁结构疲劳寿命[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 55-60. JIE Xiaoluo, LI Liyuan, HU Youhong, et al. Fatigue life of titanium alloy thin-walled structure under thermal vibration environment[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 55-60.

验环境下结构的等效失效模式^[4]。Park 和 Yu 等对球形栅栏(BGA)封装的印制电路板(PCB)重要焊接部位进行了随机振动载荷作用下的高周疲劳损伤寿命评估,其仿真采用雨流循环计数法和线性累积损伤准则进行分析评估,与试验结果有着良好的一致性^[5]。Maligno 等将材料失效理论应用到微机电系统元器件的可靠性分析中,对温度变化带来的子域屈服损伤和热疲劳造成的裂纹扩展进行了仿真测试分析^[6]。

国内北京航空航天大学金奕山等对航空发动机结构声疲劳寿命估算方法进行了讨论和分析^[7]。空军工程大学李静等对某型航空发动机压气机叶片在 1 阶弯曲振动下的疲劳寿命进行研究,引入 1 个应变比因子修正 Basquin 方程,有效提高了叶片在高振动应力下低寿命区的寿命预测精度^[8]。四川大学李久楷等针对 TC17 钛合金高温超高周疲劳进行了试验研究并对裂纹扩展规律进行了总结^[9]。南昌航空大学刘文光等对温度变化影响壁板结构的振动特性和疲劳寿命问题进行了仿真研究,发现温度引起的材料力学性能退化使壁板模态频率下降,温度梯度的增加会大大降低结构的振动疲劳寿命^[10]。沈阳航空航天大学沙云东等对热声载荷作用下薄壁结构振动响应和疲劳寿命预估进行了研究^[11-12]。张维等采用顺序耦合法分析了典型金属翼盒结构在受热前、后的随机振动响应,并与试验结果进行了对比,发现结构受热后各阶局部模态频率明显降低,而功率谱密度响应曲线形态基本不变^[13]。目前为止,尽管有众多学者利用仿真计算和试验手段研究了金属薄壁结构的热声振疲劳问题,但关于疲劳寿命预估频域方法的有效性、准确性的试验研究尚且较少。

本文针对钛合金薄壁结构高温随机振动疲劳寿命问题进行了大量的试验工作,获得了 20、150 ℃ 和 300 ℃ 温度条件下钛合金悬臂薄板结构的随机振动 $S-N$ 疲劳曲线,并建立了上述温度条件下的疲劳寿命预测公式,预测寿命与试验测得的疲劳寿命结果相比有较好的一致性。研究内容对飞行器金属薄壁结构的热振疲劳强度设计具有一定的参考价值。

1 振动疲劳热载荷影响分析和寿命评估方法

1.1 热载荷影响疲劳性能分析

热环境会改变材料的力学性能,进而改变结构的振动特性,其动响应随之改变。一般而言,热应力作用明显降低结构的模态频率,导致结构

振动响应曲线波峰向低频段移动。这种由热载荷引起的结构振动特性改变可能会影响到飞行器的配平特性、颤动特性及控制特性,并且往往是负面的^[14]。结构疲劳失效时应力往往未达到材料的屈服极限,结构处于弹性变形阶段。温度对材料力学性能的影响主要表现为对弹性模量和泊松比的影响,温度升高导致材料的弹性模量降低,进而影响结构刚度下降,结构弹性矩阵和刚度矩阵随之变化,根据振动力学理论可知温度 θ 下结构的运动方程为

$$M\ddot{U} + C(\theta)\dot{U} + K(\theta)U = P \quad (1)$$

式中 M 、 $C(\theta)$ 和 $K(\theta)$ 分别表示结构系统的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵, U 和 P 分别表示系统的位移向量和载荷向量。热载荷作用影响系统的刚度矩阵和阻尼矩阵,从而导致结构的应力动态响应发生变化。此外材料 $S-N$ 曲线也依赖于结构温度,因此热载荷作用对结构材料的疲劳性能会产生显著影响,进而影响结构在热振环境下的振动疲劳寿命。

1.2 振动疲劳评估方法介绍

振动疲劳寿命预测方法主要分为时域法和频域法两大类。其中时域法首先需要对应力/应变的时间历程循环计数,得到幅值-均值直方图后,根据材料的疲劳性能进行疲劳寿命预测。循环计数方法主要包括水平交点计数、峰值计数、简单范围计数和雨流循环计数^[15],这些方法均需要采集较长时间的结构随机振动应力响应历程信号,进行循环计数时数据处理量很大,而且处理长时间的时域信号是比较困难的。基于动应力功率谱密度(PSD)的频域疲劳损伤分析方法相比时域法更加方便高效,近年来被广泛应用于航空航天、船舶海洋和交通运输等工程领域结构的随机振动疲劳分析^[16-18]。

根据 Palmgren-Miner 线性累计损伤理论,随机载荷作用下结构疲劳损伤总量等于随机应力响应中每个应力循环造成的损伤量的叠加,而与应力循环发生的先后次序无关,则将随机载荷作用下结构在时间 t 内的疲劳损伤总量 D 定义为

$$D = F_p t \int_0^{\infty} \frac{1}{N} P(S_r) dS_r \quad (2)$$

式中 S_r 表示应力范围, $P(S_r)$ 是应力范围概率密度函数, N 是应力范围为 S_r 时结构的失效循环次数 ($S_r^b N = K_r$, b 和 K_r 为材料常数), F_p 表示单位时间内峰值出现次数的期望。当结构疲劳损伤总量

$D = 1$ 时, 可以认为结构失效, 结构疲劳寿命等于疲劳损伤量的倒数, 于是, 结构疲劳寿命 T_{f1} 可通过下式计算:

$$T_{f1} = \frac{K_r}{F_p \int_0^{\infty} S_r^b P(S_r) dS_r} \quad (3)$$

对于窄带随机过程, 其幅值概率密度函数服从瑞利分布, 单位时间内峰值的期望数量 F_p 等于零穿越速率 F_{zc} 。随机振动疲劳问题中通常使用方均根应力疲劳曲线 $S_{rms}^b N = K_{rms}$, 式中 S_{rms} 表示方均根应力, K_{rms} 为材料常数, 且 $S_{rms} = \sqrt{\overline{S^2}}$, $\overline{S^2}$ 为应力方均根值, 则由式(3)可得

$$T_{f1} = \frac{K_{rms}}{F_{zc} S_{rms}^b} \quad (4)$$

式中 $F_{zc} = \sqrt{m_2/m_0}$, m_2 和 m_0 分别是应力 PSD 函数的 2 阶谱矩和零阶谱矩, 具体推导过程见文献 [19]。

高超声速飞行器通常处在高温、高过载等复杂的载荷环境中飞行, 其表面薄壁结构面临着严酷的气动加热现象, 结构的抗振动疲劳性能下降。为提高飞行器典型钛合金薄壁结构在热-振载荷下的疲劳寿命评估精度, 本文针对钛合金悬臂薄板结构在不同温度环境下的随机振动疲劳寿命问题进行了试验研究。

2 钛合金薄壁结构热振疲劳试验

2.1 试验设备

以钛合金悬臂薄板为研究对象, 选取低温段 20 ℃、中温段 150 ℃ 和高温段 300 ℃ 为 3 个温

度条件, 每个温度下设置 3 个应力水平, 共 9 个试验工况。采用成组法分别测定各温度条件下的随机振动疲劳 S_{rms} - N 曲线。所有工况下试验件尺寸和测点位置保持一致, 如图 1 所示, 将应变片(型号 CE120-1AA)粘贴于试验件夹持区根部, 温度控制传感器布置在试验件的中心区域, 激光测振仪探头对准悬臂薄板自由端面。将用于振动控制的加速度传感器粘贴在振动台台面上, 并进行相应热防护。正式疲劳试验前对台面加速度和试验件表面应变的关系进行标定, 以便疲劳试验过程中应变片失效时, 根据台面加速度信号计算试验件应变响应。高温振动疲劳测试系统主要由四部分组成, 如图 2 所示, 分别是振动控制系统、热载荷控制系统、高温动态应变测量系统和试验件速度监测系统。热载荷控制系统和振动控制系统均采用闭环控制, 根据试验件外形随形设计加热器

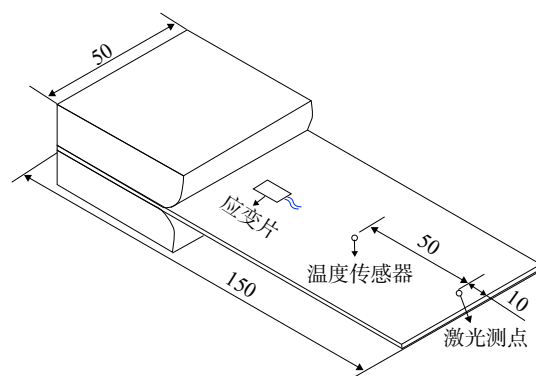


图 1 试验件及测点位置示意图 (单位: mm)

Fig. 1 Setup of test piece with measuring points (unit: mm)

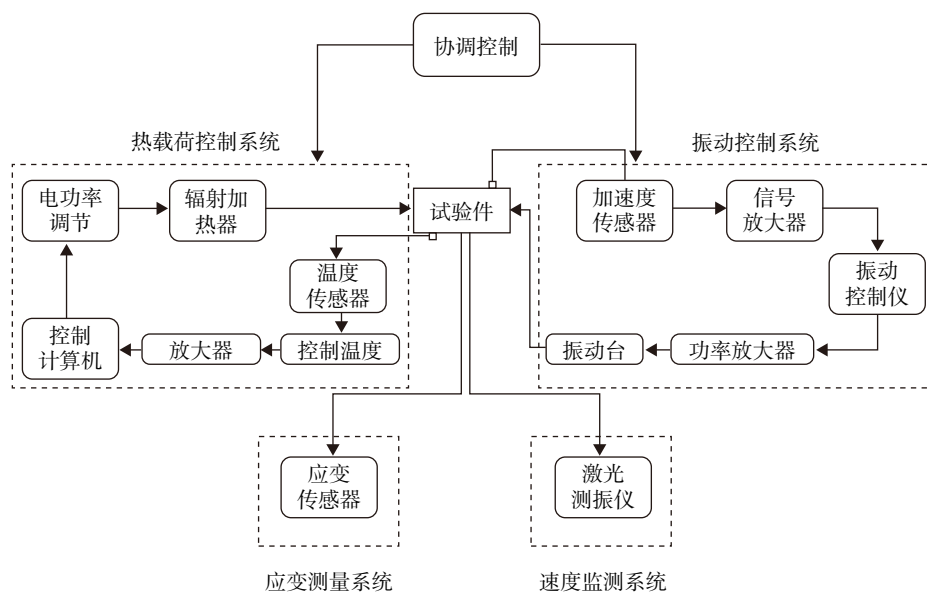


图 2 高温振动疲劳测试系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of high temperature vibration fatigue testing system

和振动固定工装。

2.2 试验过程

由于悬臂薄板的响应能量主要集中在第 1 阶弯曲模态, 试验件最终的疲劳破坏主要是由第 1 阶振动引起的。为了试验的高效性和数据统计的便捷性, 振动载荷谱采用以第 1 阶模态频率为中心频率的窄带随机平直谱。

每个工况下进行 6~10 个试验件的疲劳试验, 总共对 72 个试验件进行疲劳试验。试验前将试验件通过水冷转接板固定在振动台上, 由高温应变测量系统采集试验过程中试验件夹持区根部应变值, 激光测振仪监测端部速度。启动热载荷控制系统, 待结构温度达到设定温度并保持稳定时, 对试验件进行扫频, 得到试验件的前几阶模态频率。根据预设的应力水平与台面加速度的标定关系确定相应的振动量级, 以试验件的第 1 阶模态频率为中心频率, 1/3 倍频程带宽的窄带随机平直谱作为随机振动载荷谱。然后开始施加窄带随机振动载荷, 同时测量夹持区根部应变和端部速度, 实时监测试验件的模态频率变化。当第一阶模态频率突然下降并达到 5% 时, 认为试验件发生疲劳破坏, 停止试验, 并仔细观察试验件表面是否出现裂纹。若应力循环次数超过 10^8 次试验件仍未发生破坏, 则停止试验。试验现场如图 3 所示。

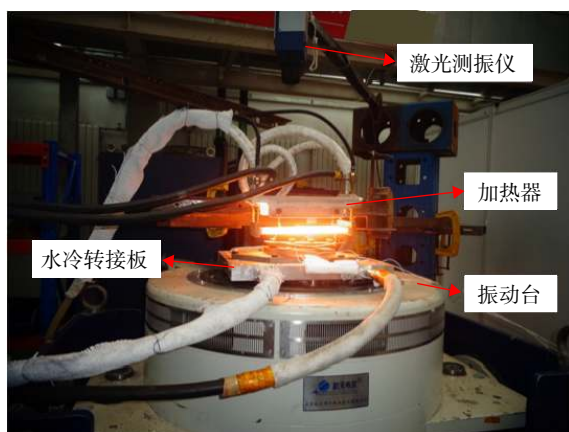


图 3 高温振动疲劳试验现场图

Fig. 3 Field diagram of high temperature vibration fatigue experiment

2.3 试验结果分析

试验结束后进行观察统计, 发现有 70 个试验件发生了疲劳破坏, 有 2 个试验件应力循环次数达到 1.6×10^8 次仍未发生破坏。观察破坏试验件表面, 发现疲劳裂纹均从试验件的夹持区根部边缘起裂, 沿试验件横向直线扩展, 如图 4 所示。



图 4 试验件疲劳裂纹位置

Fig. 4 Fatigue crack location of test piece

所有试验件的应变片均完好, 根据弹性力学理论可以由应变信号计算得到应力信号, 将应力信号进行处理后得到各温度条件下的应力 PSD 函数曲线。同一温度条件下各试验件应力 PSD 曲线峰值位置基本保持一致, 随着温度升高, 应力 PSD 曲线峰值位置普遍向低频段偏移。每个温度下只展示 1 个试验件的应力 PSD 曲线, 如图 5 所示。从图 5 中可以观察到, 20 °C 下钛合金悬臂薄板的第 1 阶模态频率在 282 Hz 附近, 150 °C 下结构第 1 阶模态频率大概为 279 Hz, 300 °C 下结构第 1 阶模态频率降到 250 Hz 左右。因此, 施加加热载荷使得钛合金悬臂薄板的第 1 阶模态频率显著下降。

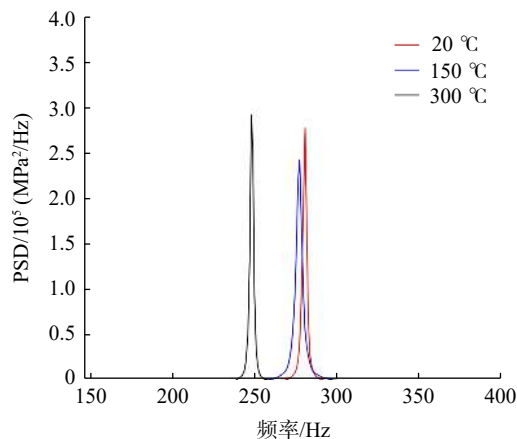


图 5 不同温度下应力 PSD 曲线

Fig. 5 Stress PSD curve at different temperatures

通过式(5)计算每个试验件的破坏循环次数, 剔除无效数据后, 统计每个工况下试验件破坏循环次数平均值, 具体如表 1 所示。

$$N = \sqrt{\frac{f_u^3 - f_l^3}{3(f_u - f_l)}} \quad (5)$$

式中 f_u 和 f_l 分别表示上限频率和下限频率。

通过对各温度下应力水平和平均破坏次数进行曲线拟合, 得到钛合金材料在 20、150 °C 和 300 °C

表 1 各工况下破坏循环次数均值

Table 1 Number of failure cycles under various working conditions

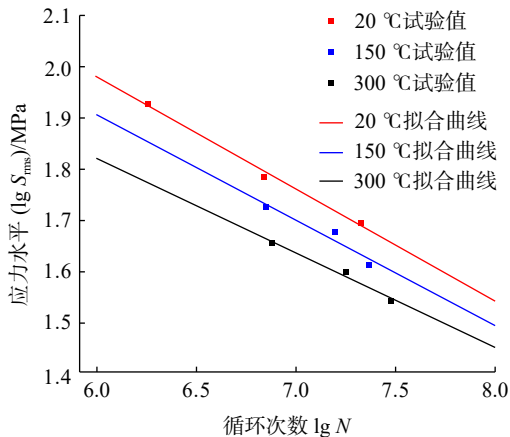
温度/℃	应力方均根值/MPa	平均破坏次数/ 10^6
20	49.68	21.10
	61.02	6.90
	84.71	1.82
150	41.12	23.20
	47.62	15.70
	53.23	7.08
300	34.96	29.90
	39.69	17.70
	45.36	7.58

温度条件下的疲劳 $S_{\text{rms}}-N$ 曲线表达式分别如式(6)~式(8)所示, 曲线如图 6 所示。由图 6 可以观察到, 不同温度下的 $S_{\text{rms}}-N$ 曲线有显著差异, 说明钛合金材料 $S_{\text{rms}}-N$ 曲线有较强的温度依赖性。钛合金材料的抗振动疲劳性能随着温度升高而降低, 同一应力水平下结构的疲劳破坏循环次数随着温度升高而减少。

$$S_{\text{rms}}^{4.5747} N = 1.1392 \times 10^{15} \quad (20^\circ\text{C}) \quad (6)$$

$$S_{\text{rms}}^{4.8469} N = 1.7543 \times 10^{15} \quad (150^\circ\text{C}) \quad (7)$$

$$S_{\text{rms}}^{5.3677} N = 6.1373 \times 10^{15} \quad (300^\circ\text{C}) \quad (8)$$

图 6 不同温度下的对数疲劳 $S_{\text{rms}}-N$ 曲线对比Fig. 6 Comparison of logarithmic fatigue $S_{\text{rms}}-N$ curves at different temperatures

3 疲劳寿命预测

经过计算可得 20、150 °C 和 300 °C 工况下应力响应信号零穿越速率分别为 282.14、279.49 Hz

和 250.37 Hz, 结合已经得到的各温度条件下的 $S_{\text{rms}}-N$ 曲线形式, 代入式(4)进行相关计算, 可以得到不同温度条件下钛合金悬臂薄板结构的疲劳寿命预测表达式, 分别如式(9)~式(11)所示。各温度条件下疲劳寿命预测曲线对比如图 7 所示, 观察可知, 结构承受的应力水平和热载荷环境均对振动疲劳寿命有较大影响。同一温度条件下结构承受的应力水平越大, 结构的振动疲劳寿命越短。在高周疲劳区域 ($N > 10^7$), 即当结构承受较小的应力作用时, 温度对结构的振动疲劳寿命有较大影响, 温度升高会显著降低结构的疲劳寿命。

$$T_{\text{fi}} = 4.0377 \times 10^{12} \times S_{\text{rms}}^{-4.5747} \quad (20^\circ\text{C}) \quad (9)$$

$$T_{\text{fi}} = 6.2768 \times 10^{12} \times S_{\text{rms}}^{-4.8469} \quad (150^\circ\text{C}) \quad (10)$$

$$T_{\text{fi}} = 2.4513 \times 10^{13} \times S_{\text{rms}}^{-5.3677} \quad (300^\circ\text{C}) \quad (11)$$

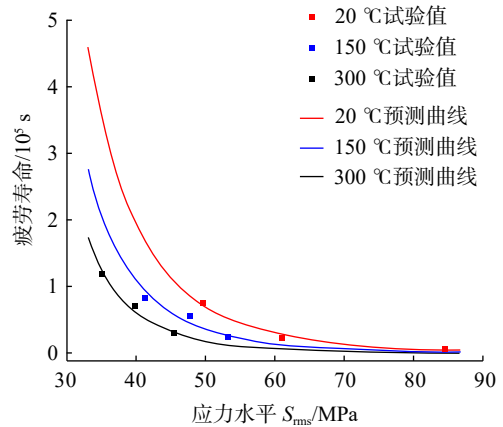


图 7 不同温度下的疲劳寿命预测曲线对比

Fig. 7 Comparison of fatigue life prediction curves at different temperatures

利用疲劳寿命预测曲线对钛合金悬臂薄板结构各温度下的疲劳寿命进行估计, 并与其实际疲劳寿命进行比较, 具体对比数据如表 2 所示。经过分析可知, 20 °C 下疲劳预测曲线给出的预测寿命与结构的实际寿命最大差距不超过 12.14%, 最小仅有 5.09%; 150 °C 温度下, 与结构的实际寿命相比, 预测疲劳寿命误差最高为 17.39%, 53.23 MPa 应力水平下误差缩小为 6.51%; 300 °C 温度下, 疲劳预测曲线给出的预测寿命误差不超过 9.29%, 45.36 MPa 应力水平下误差仅为 3.76%。因此本文得到的各温度条件下的疲劳寿命预测公式是可靠的, 应用该方法能够有效进行结构的热振疲劳寿命预测。

表2 各工况下疲劳寿命对比

Table 2 Comparison of fatigue life under different working conditions

温度/℃	应力方均根值/MPa	预测寿命/s	实际寿命/s	误差/%
20	49.68	63 273	70 244	-9.92
	61.02	27 424	24 456	12.14
	84.71	6 115	6 443	-5.09
150	41.12	94 316	83 005	13.63
	47.62	46 309	56 059	-17.39
	53.23	26 992	25 342	6.51
300	34.96	127 048	119 630	6.20
	39.69	64 292	70 879	-9.29
	45.36	31 396	30 258	3.76

4 结 论

本文针对钛合金薄壁结构在热振环境下的疲劳寿命评估问题进行了研究。从理论上介绍了热载荷对结构材料疲劳性能的影响和振动疲劳问题分析方法,并进行了钛合金悬臂薄板结构的高温振动疲劳试验。试验结果显示热载荷作用下结构的模态频率向低频段偏移,不同温度下材料的对数疲劳 $S-N$ 曲线有显著差异,温度升高导致结构的抗振动疲劳性能下降。结构承受的应力水平和热载荷环境均对振动疲劳寿命有较大影响,应力增大、温度升高均会显著降低结构的疲劳寿命。

最后本文建立了不同温度下钛合金悬臂薄板结构的疲劳寿命预测公式,预测寿命与实际寿命结果有较好的一致性。说明利用该方法能够对结构的热振疲劳寿命进行有效预测。本文的研究内容能够为飞行器典型薄壁结构的热振疲劳强度设计提供有效参考。

参考文献:

- [1] RIZZI S. Experimental research activities in dynamic response and sonic fatigue of hypersonic vehicle structures at NASA langley research center[R]. AIAA-1993-0383, 1993.
- [2] JACOBS J H, GRUENSFELDER C, HEDGECOCK C E. Thermal acoustic fatigue of ceramic matrix composite materials[R]. AIAA-1993-1319, 1993.
- [3] WU W F, LIOU H Y, TSEH C. Estimation of fatigue damage and fatigue life of components under random loading[J]. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 1997, 72(3): 243-249.
- [4] MOON S, CHO I, YOON D. Fatigue life evaluation of mechanical components using vibration fatigue analysis technique[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2010, 25(3): 631-637.
- [5] YU D, NGUYEN T T, PARK S, et al. High-cycle fatigue life prediction for Pb-free BGA under random vibration loading[J]. Microelectronics Reliability, 2011, 51(3): 649-656.
- [6] MALIGNO R, WHALLEY D C, SILBERSCHMIDT V V. Thermal fatigue life estimation and delamination mechanics studies of

- multilayered MEMS structures[J]. Microelectronics Reliability, 2012, 52(8): 1665-1678.
- [7] 金奕山, 李琳. 关于航空发动机结构声疲劳寿命估算方法的探讨[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 373-377.
JIN Yishan, LI Lin. Discussion on the estimation method of acoustic fatigue life of aero-engine structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 373-377. (in Chinese)
- [8] 李静, 孙强, 李春旺, 等. 某型航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命研究[J]. 应用力学学报, 2011, 28(2): 189-193.
LI Jing, SUN Qiang, LI Chunwang, et al. Research on the vibration fatigue life of an aero-engine compressor blade[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(2): 189-193. (in Chinese)
- [9] 李久楷, 刘永杰, 王清远, 等. TC17钛合金高温超周疲劳实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(7): 1567-1573.
LI Jiukai, LIU Yongjie, WANG Qingyuan, et al. Ultra-high cycle fatigue test of TC17 titanium alloy at high temperature[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(7): 1567-1573. (in Chinese)
- [10] 刘文光, 严铖, 郭隆清, 等. 热环境下飞行器壁板的振动疲劳分析[J]. 失效分析与预防, 2014, 9(1): 1-5.
LIU Wenguang, YAN Cheng, GUO Longqing, et al. Vibration fatigue analysis of aircraft panel in thermal environment[J]. Failure Analysis and Prevention, 2014, 9(1): 1-5. (in Chinese)
- [11] 沙云东, 魏静, 高志军, 等. 热声激励下金属薄壁结构的随机疲劳寿命估算[J]. 振动与冲击, 2013, 32(10): 162-166.
SHA Yundong, WEI Jing, GAO Zhijun, et al. Random fatigue life estimation of metal thin-walled structures under thermal acoustic excitation[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(10): 162-166. (in Chinese)
- [12] 沙云东, 王建, 骆丽, 等. 热声载荷作用下金属薄壁结构的振动响应与试验验证[J]. 振动与冲击, 2017, 36(20): 218-224, 232.
SHA Yundong, WANG Jian, LUO Li, et al. Vibration response and experimental verification of thin-walled metal structures under thermal acoustic loading[J]. Journal of Vibration and Shock, 2017, 36(20): 218-224, 232. (in Chinese)
- [13] 张维, 邹学峰, 万春华. 热环境下薄壁结构随机振动响应分析[J]. 工程与试验, 2017, 57(4): 17-22.
ZHANG Wei, ZOU Xuefeng, WAN Chunhua. Random vibration response analysis of thin-walled structures in thermal environment[J]. Engineering and Test, 2017, 57(4): 17-22. (in Chinese)
- [14] 周亚东. 热声振环境下复合材料薄壁结构疲劳评估问题研究[D]. 南京: 东南大学, 2018.
ZHOU Yadong. Fatigue evaluation of thin-walled composite structures subjected to thermos-acoustic-vibro loads[D]. Nanjing: South-east University, 2018. (in Chinese)
- [15] ADAMS R D, FERGUSON S, GEORGIU S, et al. Cycle counting methods for the estimation of fatigue life[EB/OL]. [2021-04-22]. https://www.esdu.com/cgi-bin/ps.pl?sess=unlicensed_1220313092729kfb&t=doc&p=esdu_06010a.
- [16] BRACCESI C, CIANETTI F, LORI G, et al. Evaluation of mechanical component fatigue behavior under random loads: Indirect frequency domain method[J]. International Journal of Fatigue, 2014, 61: 141-150.
- [17] BRACCESI C, CIANETTI F, TOMASSINI L. Random fatigue: a new frequency domain criterion for the damage evaluation of mechanical components[J]. International Journal of Fatigue, 2015, 70: 417-427.
- [18] WANG Y. Spectral fatigue analysis of a ship structural detail: a practical case study[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(2): 310-317.
- [19] ADAMS R D, FERGUSON N S, GEORGIU S, et al. Fatigue damage and life under random loading[DB/OL]. [2021-04-22]. https://esdu.com/cgi-bin/ps.pl?sess=unlicensed_1220313093610ztq&t=doc&p=esdu_06009a.

(编辑: 陈 越)