

高温环境下薄壁结构声激励响应及疲劳分析与试验验证

栾孝驰¹, 胡翼飞¹, 沙云东¹, 蒋金卓²

(1. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院

辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136;

2. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳黎明航空发动机有限责任公司, 沈阳 110043)

摘 要: 针对航空发动机薄壁结构热声疲劳问题,采用耦合的有限元/边界元法,对 GH188 薄壁结构进行动力学响应计算,采用改进的雨流计数法和 Morrow 平均应力模型,结合 Miner 线性累积损伤理论对薄壁结构疲劳寿命进行了预估。基于高温行波管试验器开展了 GH188 薄壁结构高温声激励疲劳试验研究,获取了薄壁结构在不同温度和声载荷作用下的模态频率、应力/应变响应和疲劳寿命结果。仿真计算结果与试验结果对比分析表明:数值仿真对结构破坏位置判断准确,破坏位置均为结构根部,结构 1 阶热模态频率具有一致性,误差 0.49%~2.09%之间, X 方向应力响应峰值集中在基频附近,随温度升高,结构发生软化刚度下降,响应峰值向左发生偏移,且预测水平与试验一致,误差在 1%~3%之间,验证了薄壁结构热声响应计算方法与计算模型的准确性。结构疲劳寿命随温度和声压级的上升而均呈现下降趋势,疲劳破坏时间的预估与试验结果在一个量级之内,误差在 3~3.5 倍之间,满足工程级寿命预测要求,验证了薄壁结构热声疲劳寿命预估方法的有效性。

关 键 词: 薄壁结构; 高温声激励; 响应分析; 疲劳寿命预估; 高温行波管试验器

中图分类号: V214.4

文献标志码: A

Acoustic excitation response and fatigue life analysis and test verification of thin-walled structure under high temperature environment

LUAN Xiaochi¹, HU Yifei¹, SHA Yundong¹, JIANG Jinzhuo²

(1. Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technique for Aviation

Propulsion System, Liaoning Province, Institute of Aircraft Engine,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Shenyang Liming Aeroengine Corporation Limited,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110043, China)

Abstract: To solve thermal-acoustic fatigue of aero-engine thin-walled structure, the coupled finite element method/boundary element method was used to calculate dynamic response of GH188 thin-walled structures. Based on the theory of Miner liner fatigue accumulative damage, an improved rain-flow counting method and a Morrow mean stress model

收稿日期:2017-09-30

基金项目:航空基础科学基金(20151554002)

作者简介:栾孝驰(1987—),男,讲师,硕士,主要从事航空发动机结构强度、振动及噪声方面研究。E-mail:luanxiaochi27@163.com

通讯作者:沙云东(1966—),男,教授,博士,主要从事航空发动机结构强度、振动及噪声方面研究。E-mail:ydscha2003@vip.sina.com

引用格式:栾孝驰,胡翼飞,沙云东,等.高温环境下薄壁结构声激励响应及疲劳分析与试验验证[J].航空动力学报,2018,33(11):2561-2572. LUAN Xiaochi, HU Yifei, SHA Yundong, et al. Acoustic excitation response and fatigue life analysis and test verification of thin-walled structure under high temperature environment[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2561-2572.

were adopted to estimate the fatigue life of thin-walled structures. With the use of high temperature travelling wave tube tester, GH188 thin-walled structure high temperature acoustic vibration fatigue test was conducted to obtain modal frequency, stress/strain response and fatigue life results of thin-walled structure under different temperatures and acoustic loads. It was shown in the contrastive analysis of the simulating calculation and test results that numerical simulation had accurate location judging for structural damage positions, all in the rooted positions of structures. The first-order thermal modal frequency was of consistent structures, with errors between $0.49\% - 2.09\%$, and X-stress response peaks were centered on fundamental frequency. With the rise of temperature, structure softening and stiffness reduction occurred, and response peak moved to the left; as the prediction level was consistent with the experiment, errors were between $1\% - 3\%$, validating the accuracy of thin-walled structure calculation method and model thermal-acoustic response. Structure fatigue life showed a decreasing trend with the increase of temperature and sound pressure level, and the predicted value of fatigue life and the test result were in the same order of magnitude, with the error between 3—3.5 times, satisfying the requirements of engineering level life prediction, and validating the effectiveness of simulation method for predicting thermal-acoustic fatigue life of thin-walled structure.

Key words: thin-walled structures; high temperature acoustic excitation; response analysis; fatigue life prediction; high temperature travelling wave tube tester

随着新一代航空发动机整体性能的提升,航空发动机火焰筒中的高温合金薄壁结构也随之承受着更为严峻的高温载荷、高声压级噪声载荷及高速流动的气动载荷。由于载荷的复杂性,薄壁结构在热声载荷作用下的疲劳寿命预估问题很难解决。因此,为了预估大推质比、高负荷航空发动机的使用寿命,降低研究成本,得到有效的薄壁结构在高温强噪声环境中的应力响应分析方法和疲劳寿命预估方法变得极为迫切。

国外关于热载荷和声载荷作用下薄壁结构的应力/应变响应问题的数值分析方法主要包括:小挠度板理论、Rayleigh 法、von Karman 大挠度理论、Galerkin 法、等效线性化法(EL)和有限元法(FEM)。Schneider^[1]通过小挠度板理论结合 Rayleigh 法预测了均匀温度作用下四边简支矩形板的刚度变化趋势。Mei 和 Prasad 使用 Galerkin 法对噪声试验中响应峰变宽和频率增加现象做出了解释^[2]。Lee^[3-5]采用 EL 得到了高温热噪声环境中结构应力、应变响应的均方值和有效值。Rizzi 等^[6]使用 FEM 结合 NASTRAN 商业软件计算了简支板在随机声激励下的动态响应。国外关于热声方面的试验研究开展较早, Schneider^[1,7]对薄壁结构的热声疲劳试验进行研究,与

此同时 Jacobson^[8]针对复合材料结构板开展热噪声疲劳试验。美国 NASA Langley 研究中心以 C/SiC、C/C、陶瓷基复合材料为研究对象进行了高达 $1000\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、高声压级的材料疲劳失效试验^[9-11]。Croop 等^[12]研究了热防护系统噪声试验中的响应和失效问题。

国内北京航空航天大学曹茂国等^[13]提出了声激励下薄壁结构响应谱估算方法。北京航空航天大学金奕山等^[14]对航空发动机声疲劳寿命预估方法进行了讨论与分析。四川大学李久楷等^[15]针对 TC17 钛合金高温超高周疲劳进行了试验研究并对结构裂纹扩展规律进行了总结。沈阳航空航天大学沙云东教授团队针对航空薄壁结构热声疲劳失效问题,采用多种方法对薄壁结构在热声载荷作用下的应力/应变响应规律进行了计算与分析,并重点讨论了温度和声压级变化对结构振动响应的规律^[16-19],在响应分析结果的基础上,采用改进的雨流计数法对航空薄壁结构热声疲劳寿命预估问题进行了研究。尽管国内专家学者针对航空薄壁结构热声疲劳问题开展了大量的研究工作,但关于高温环境下薄壁结构声疲劳分析方法的有效性验证试验鲜有开展。

本文针对航空发动机薄壁结构高温声疲劳寿命预估问题,采用耦合的有限元法/边界元法

(FEM/BEM),对复杂的薄壁结构进行了振动响应计算,重点分析不同温度场和声压级作用下结构的振动响应规律,并采用改进的雨流计数法估算出结构的疲劳寿命。基于高温行波管试验器开展了薄壁结构高温声激励疲劳试验研究,获取了薄壁结构在不同温度和声载荷作用下的模态频率、应力/应变响应和疲劳寿命。将数值仿真计算结果与试验测试结果进行对比分析,对薄壁结构热声响应计算方法和疲劳寿命预估方法的有效性和精度进行了验证。研究内容和分析方法为航空发动机薄壁结构动强度设计问题提供依据。

1 理论方法

1.1 平板结构动力学控制方程

Kirchhoff-Helmholtz 积分方程在声波和固体结构间的交互作用的相关内容中阐明了某任意结构上表面振动谱运动与周围流体中辐射声压场的关系^[20]

$$p(\mathbf{r}) = \int_s \left\{ p(\mathbf{r}_0) \frac{\partial G_\omega(\mathbf{r}, \omega | \mathbf{r}_0, \omega)}{\partial \mathbf{n}} + i\omega \rho_0 \mathbf{u}_n(\mathbf{r}_0) G_\omega(\mathbf{r}, \omega | \mathbf{r}_0, \omega) \right\} ds \quad (1)$$

式中 $\mathbf{r}$ 为声场中某接受体位置矢量; $\mathbf{r}_0$ 为振动结构上某个位置矢量; s 为辐射面积; $\mathbf{n}$ 为单位法向矢量; $p(\mathbf{r}_0)$ 为结构上表面压力; $i\omega \rho_0 \mathbf{u}_n(\mathbf{r}_0)$ 为结构法向表面加速度; G_ω 为频域格林函数,它是波动方程对谱量源的解。

声压和模态位移之间的关系为

$$p(x, y, z, t) = \mathbf{H}_{\text{pact}} \mathbf{u}_a(t) \quad (2)$$

其中 $\mathbf{H}_{\text{pact}}$ 为声传递函数; $\mathbf{u}_a(t)$ 是边界声场质点位移。结合边界元法中声场控制方程,可以得到一种声传递函数的表达式如下:

$$\mathbf{H}_{\text{pact}} = \mathbf{H}^{-1} \mathbf{G} \mathbf{L} (-\rho_a \omega^2) \quad (3)$$

其中 $\mathbf{H}$ 和 $\mathbf{G}$ 为影响矩阵, $\mathbf{L}$ 为传递矩阵。有限元到边界元的传递过程如图 1 所示。

施加声载荷谱密度 $S_{\text{in}}(\omega)$, 得到结构位移响应谱密度 $(S_d(\omega))_n$ 如下:

$$(S_d(\omega))_n = |(H_s(\omega))_n|^2 S_{\text{in}}(\omega) \quad (4)$$

其中 $(H_s(\omega))_n = \frac{1}{M_n(\omega_n^2 - \omega^2 + 2i\zeta_n \omega \omega_n)}$; $S_{\text{in}}(\omega) = \frac{4}{\Delta f} 10^{(L_{\text{sp}}/10 - 10)}$, L_{sp} 为输入声压级 (dB), ω_n 为结构基频, M_n 为模态, ζ_n 为阻尼比。

仅声场边界元的声压谱密度和结构位移响应谱密度为未知量。为了便于表示, FEM/BEM 平

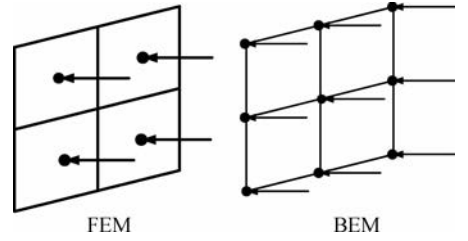


图 1 有限元到边界元传递过程

Fig. 1 Transfer process from finite element to boundary element

板结构动力学控制方程可以写为

$$\mathbf{CPLG}(\omega) \mathbf{D}_{s,r}(\omega) = \mathbf{D}_{s,in}(\omega) \quad (5)$$

其中 $\mathbf{CPLG}(\omega)$ 为整体耦合矩阵, $\mathbf{D}_{s,in}(\omega)$ 为外界激励谱密度函数, $\mathbf{D}_{s,r}(\omega)$ 为结构动力学响应谱密度函数^[21]。

1.2 疲劳寿命预估模型

线性疲劳累积损伤理论中的典型 Miner 理论指出在循环载荷作用下, 疲劳损伤是线性累加的结果, 各个应力之间相互独立和互补相关, 当累加的损伤达到某一数值时, 结构发生疲劳破坏。Miner 理论可以用下式表示:

$$D = \sum_i \frac{N_i}{N_f(\sigma_{ai})} \quad (6)$$

式中 D 表示结构的线性累计损伤, σ_{ai} 为第 i 个应力幅值, N_f 为相应的疲劳寿命, N_i 为该幅值应力循环的次数。

当使用应力循环均值和幅值表示时, 上式可写为

$$E[D] = E[P] T \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{P(\sigma_a, \sigma_m)}{N_f(\sigma_a, \sigma_m)} d\sigma_a d\sigma_m \quad (7)$$

式中 P 为最大应力与最小应力的联合概率密度函数, $E[P]$ 为单位时间内载荷峰值的期望, T 为结构发生疲劳破坏的时间, σ_m 为循环应力均值, σ_a 为循环应力幅值, $N_f(\sigma_a, \sigma_m)$ 的值决定于所选择的平均应力模型。

平均应力模型 (Morrow)

$$\sigma_{ar} = \frac{\sigma_a}{1 - \sigma_m / \sigma'_f} \quad (8)$$

式中 σ_{ar} 对称交变应力的幅值, σ'_f 为疲劳强度系数, 计算中取 $\sigma'_f = 610 \text{ MPa}$ 。

Morrow 平均应力模型下疲劳寿命为

$$N_{f\text{-Morrow}} = [\sigma_{ar} / (2^b \sigma'_f)]^{1/b} = \left\{ [\sigma_a / (1 - \sigma_m / \sigma'_f) / (2^b \sigma'_f)] \right\}^{1/b} \quad (9)$$

式中材料常数 $b = -0.07092$ 。

使用雨流循环计数法时, 方程中的 $P(\sigma_a, \sigma_m)$

可以由雨流循环矩阵来估算。

$$\int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} P(\sigma_a, \sigma_m) d\sigma_a d\sigma_m = \frac{1}{N_{rf}} \sum_{-\infty}^{\infty} \sum_{-\infty}^{\infty} \mathbf{M}_{rf}(\sigma_a, \sigma_m)$$

(10)

式中 N_{rf} 为雨流循环次数, $\mathbf{M}_{rf}(\sigma_a, \sigma_m)$ 为雨流循环矩阵如图 2 所示。对雨流循环矩阵的分析如图 3 所示, 图中 R_{mean} 为均值, R_{amp} 为幅值, 循环对与 $R=1$ 对角线距离越远, 循环的幅值越大; 循环对与 $R=-1$ 对角线的距离越远, 循环的平均应力越大^[22]。

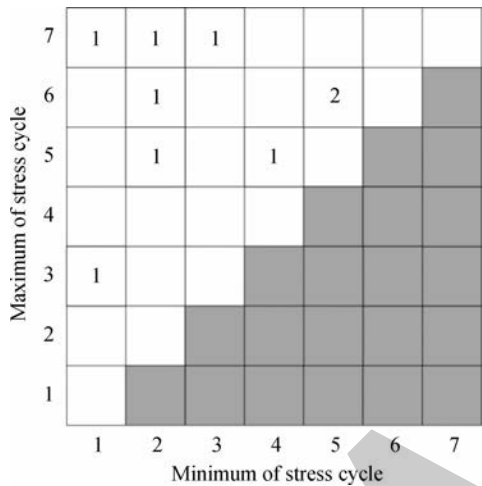


图 2 雨流循环矩阵
Fig. 2 Rain-flow cycle matrix

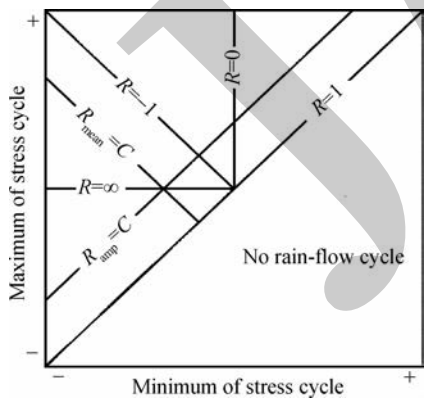


图 3 雨流循环损伤矩阵
Fig. 3 Schematic diagram of rain-flow cycle damage matrix

对于给定的有限时间 T_r 内, 随机振动相应的损伤期望 $E[P] \approx N_{rf}/T_r$, 因此损伤期望可以写为

$$E[D] = \frac{T}{T_r} \sum_{-\infty}^{\infty} \sum_{-\infty}^{\infty} \frac{\mathbf{M}_{rf}(\sigma_{\min}, \sigma_{\max})}{N_{rf}(\sigma_{\min}, \sigma_{\max})} =$$

$$\frac{T}{T_r} \sum_{-\infty}^{\infty} \sum_{-\infty}^{\infty} \mathbf{D}_{rf}(\sigma_{\min}, \sigma_{\max})$$

(11)

式中 $\sigma_{\min}$ 为最小应力, $\sigma_{\max}$ 为最大应力, $\mathbf{D}_{rf}(\sigma_{\min},$

$\sigma_{\max})$ 为雨流循环损伤矩阵。
当损伤期望 $E[D]=1$ 时, 可以求得结构的中值疲劳寿命

$$T = T_r / \sum_{-\infty}^{\infty} \sum_{-\infty}^{\infty} \mathbf{D}_{rf}(\sigma_{\min}, \sigma_{\max})$$

(12)

2 数值仿真

对薄壁结构施加不同的热载荷和声载荷, 研究不同热声载荷作用下薄壁结构的动态响应及疲劳寿命, 分析热声载荷对薄壁结构响应和寿命的影响规律。

2.1 求解模型

仿真计算采用相对复杂的“舌头板”结构为研究对象。薄壁结构模型几何尺寸如图 4 所示, 板厚为 1.5 mm。

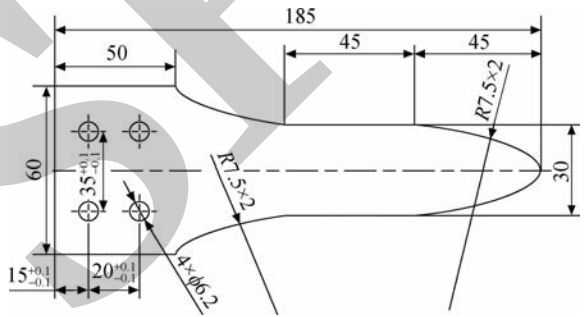


图 4 薄壁结构模型几何尺寸(单位:mm)
Fig. 4 Geometric dimensions of thin-walled structure model (unit:mm)

2.2 材料参数

薄壁结构材料选取为高温合金 GH188, 文中给出了 0、150、300、450、600 ℃ 下该材料的物理参数。定义参考温度为 0 ℃, 仿真计算结果均保持在线弹性范围内。不同温度下 GH188 材料物理参数如表 1 所示。

表 1 不同温度下 GH188 材料物理参数

Table 1 Material physical parameters of GH188 at different temperatures

温度/ ℃	弹性模量 /GPa	泊松 比	热膨胀系数/ (10 ⁻⁶ /℃)	密度/ (kg/m ³)
0	213	0.300	11.4	9 090
150	199	0.307	12.2	9 090
300	184	0.313	12.9	9 090
450	170	0.320	13.7	9 090
600	156	0.326	14.4	9 090

2.3 有限元模型及边界条件

“舌头板”薄壁结构根部以下部分施加固支约束边界条件,有限元计算模型采用六面体网格划分形式,有限元计算模型如图 5 所示。热载荷温度加载方式为均匀温度场,加载温度分别为 0、150、300、450、600℃五个工况。声载荷为有限带宽高斯白噪声,频率带宽为 31~2239 Hz,频率间隔为 8 Hz,总声压级分别为 139.5、145.5、151.5、154.5、160.5 dB 五个工况,声加载方式为行波掠入射。

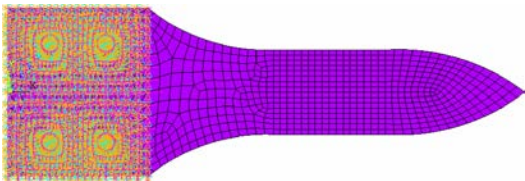


图 5 有限元计算模型
Fig. 5 Finite element model

3 试验研究

3.1 高温声疲劳试验设计

为了验证高温合金薄壁结构热声响应计算与疲劳寿命预估结果的准确性,针对 GH188 材料薄壁结构进行热声疲劳试验,测得该材料高温声疲劳性能,获得试验件响应结果及破坏时间。本项试验在高温行波管试验器上进行,其中声场加载采用单面受声方式,温度场加载采用双面非对称加热的方式。该项试验共开展 2 组,其中加载声载荷分别为 151.5 dB 和 154.5 dB。

测试系统及试验设备示意图如图 6 所示,试验系统整体布局如图 7 所示。

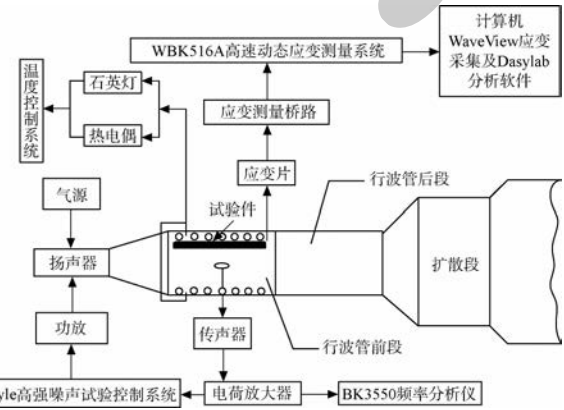


图 6 测试系统及试验设备示意图

Fig. 6 Schematic diagram of test system and test equipment

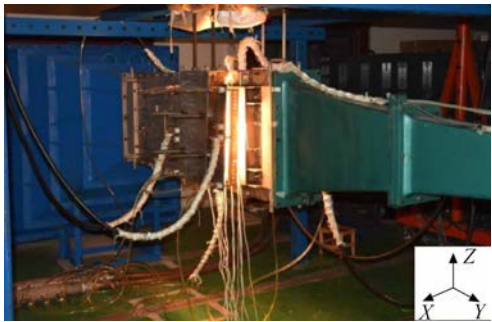


图 7 高温声疲劳试验现场整体布局
Fig. 7 Overall layout of high temperature acoustic fatigue test

3.2 试验件贴片位置

高温声疲劳试验件应变测试采用 1/4 桥三线制测量法,贴片位置为试验件根部中心位置处,沿垂直和水平方向粘贴 2 个中温自补偿应变片,试验件贴片位置如图 8 所示。

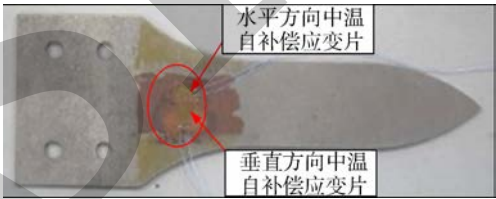


图 8 试验件贴片位置
Fig. 8 Patch position of test piece

3.3 试验件约束条件设计

在行波管的一侧安装试验件,对面一侧安装石英玻璃,7 个试验件上下交错安装在夹具上,左右 2 片试验件为陪衬件,中间 5 个试验件为待测件。在薄壁板件根部与行波管壁面之间采用螺栓连接,实现根部固支约束。高温声疲劳试验件安装现场如图 9 所示。

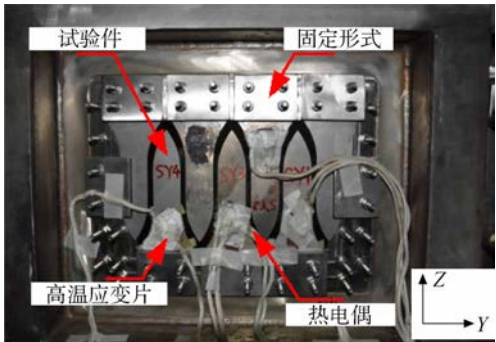


图 9 高温声疲劳试验件安装图

Fig. 9 Installation of high temperature acoustic fatigue test pieces

3.4 声载荷与温度载荷控制

声载荷控制是在行波管上壁面中心位置安装 1 个传声器,使用高声强噪声试验控制系统 M+P-ACS 进行单点闭环控制。试验过程中,只控制中心频率为 80、100 Hz 的 2 个 1/3 倍频程带,加载总声压级分别为 151.5 dB 和 154.5 dB 的噪声激励,噪声载荷频率范围覆盖各试验件的第 1 阶共振频率。典型噪声载荷控制谱图如图 10 所示。

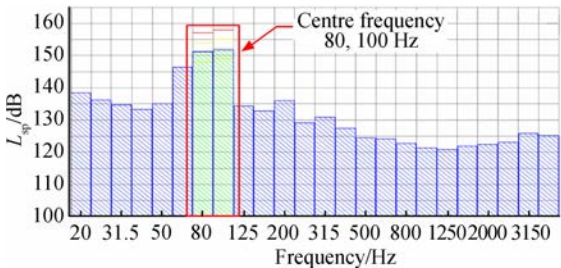


图 10 典型噪声载荷控制谱图 ($L_{sp}=154.5\text{ dB}$)
Fig. 10 Typical noise load control spectra ($L_{sp}=154.5\text{ dB}$)

温度载荷控制是在行波管的两侧各布置一个加热灯箱,试验件安装在行波管的一侧,即采用双面非对称加热的方式,通过石英灯管对试验件表面进行加热,统一按照试验件表面温度 450℃ 进行控制。对于温度的监测、控制,在试验件表面几何中心位置处焊接热电偶传感器,使用高温控制柜对温度进行闭环精准控制。

通过在试验件表面几何中心位置焊接热电偶,实现对试验件温度的监测。温度控制测量曲线如图 11 所示,可以看出控制试验件表面温度为 450℃,在试验加热过程中,试验件表面温度逐渐

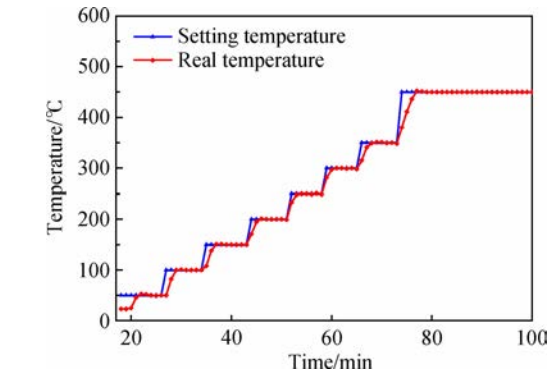


图 11 高温声疲劳试验典型温度控制曲线
Fig. 11 Typical temperature control measurement curve of high temperature acoustic fatigue test

增加,试验件表面实测温度变化滞后于设定温度,但是随着时间推移实测温度会不断接近设定温度。高温声疲劳试验在 450℃ 时的设定温度与实测温度对比如表 2 所示,当试验件表面温度到达 450℃ 后,实测温度与设定温度高度吻合,温度控制误差小于 1%,这表明在高温声疲劳试验过程中温度控制的精确性和有效性。高温声疲劳试验件两侧加热照片如图 12 所示。

表 2 试验预设温度与实测温度对比 (450℃)
Table 2 Contrast of the preset temperature and the measured temperature (450℃)

时刻/s	设定温度/℃	实测温度/℃	误差/%
3 000	450	450.3	0.07
4 000	450	451.2	0.27
5 000	450	450.4	0.09
6 000	450	449.2	-0.18
7 000	450	450.7	0.16
8 000	450	450.2	0.18

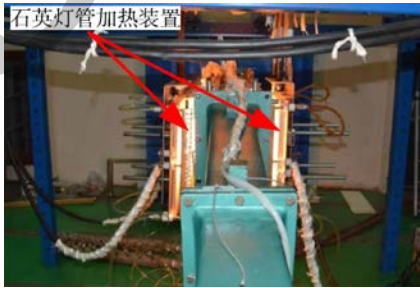


图 12 高温声疲劳试验件两侧加热现场
Fig. 12 Layout of high temperature acoustic fatigue test piece heating on both sides

4 仿真与试验结果对比分析

4.1 热模态结果分析

采用高温应变片测取结构在高温环境下的热模态频率结果。从表 3 和图 13 中可以看出薄壁结构仿真与试验第 1 阶热模态频率值随温度升高呈现下降趋势,由于结构的“舌头”部位并未施加约束,使得热应力得到释放,结构不会产生热屈曲现象,随着外界热载荷的升高结构刚度下降,热模态频率随之降低;第 1 阶热模态频率试验测试结果与仿真结果高度吻合,误差在 0.49%~2.09% 之间。

表 3 不同温度下薄壁结构第 1 阶热模态频率
Table 3 The first order thermal modal frequencies of thin-walled structure at different temperatures

温度/ ℃	第 1 阶热模态频率/Hz				误差/ %
	模拟	试验 1	试验 2	试验 3	
0	89.23	90.82	90.23	90.08	1.28
150	86.55	87.40	87.36	86.82	0.74
300	82.76	83.25	83.04	83.21	0.49
450	79.50	81.29	81.14	81.06	2.09
600	76.25				

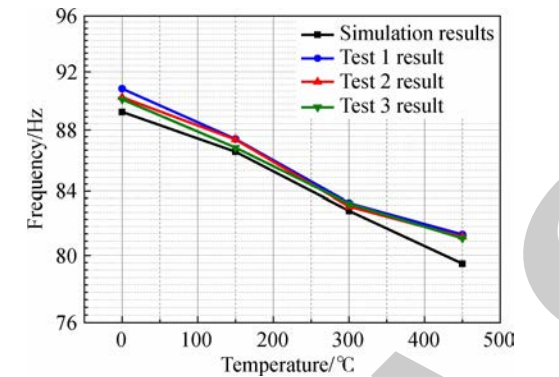


图 13 仿真与试验结构基频随温度变化特征
Fig. 13 Characteristics of structure fundamental frequency varying with temperature of simulation and test

4.2 危险点位置分析

薄壁结构在高温声载荷作用下 X 方向应力响应云图如图 14 所示。可以看出结构根部应力最大,之后的热声疲劳试验结果表明:结构破坏位置处于结构根部,在 X 方向应力最大处开始产生裂纹,逐渐向两端延展。结构 X 方向应力最大的点即为结构的“危险点”。

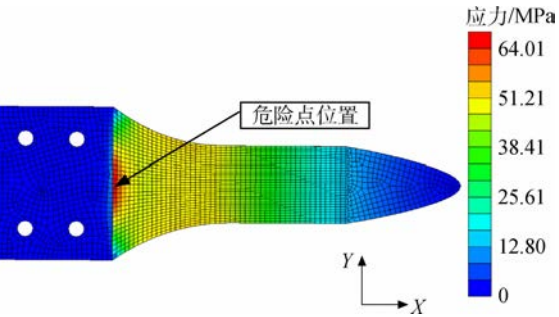


图 14 薄壁结构 X 方向应力分布云图
Fig. 14 X-stress distribution nephogram of thin-walled structure

薄壁结构的疲劳破坏时刻产生采用目视法确定。当试验件在高温声激振载荷作用下表面萌生宏观裂纹时,其结构刚度下降,因此 1 阶共振频率开始降低,当其下降至窄带激励下限频率以下时,试验件振幅会明显缩小,通过这种现象来判断试验件是否破坏。从开始试验到发现试验件振幅显著减小经历时间即为试验件寿命。

从图 15 中薄壁结构高温声疲劳试验后的结果,可以看出结构在根部危险点位置发生断裂。结构在振动过程中可以简化成悬臂梁结构,在高温载荷和噪声载荷联合作用下,结构在根部约束位置处出现应力集中现象,进而对结构产生疲劳破坏。验证了数值仿真结果对危险点位置预估的准确性。

针对薄壁结构在 0、300、600 °C 时,X、Y、Z 三个方向应力功率谱密度进行计算,结果如图 16 所示。

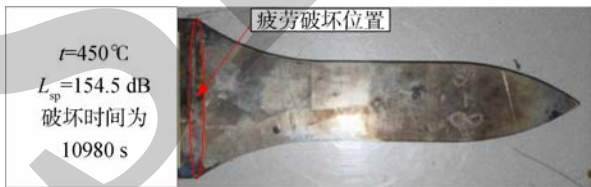


图 15 高温声疲劳试验薄壁结构破坏结果
Fig. 15 Results of thin-walled structure destruction after high temperature acoustic fatigue test

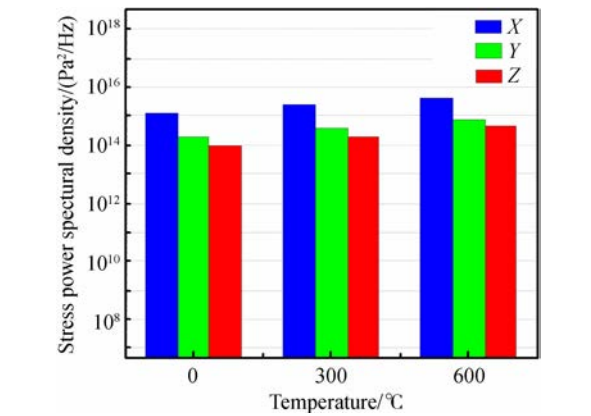


图 16 薄壁结构各方向应力功率谱密度
Fig. 16 Thin-walled structure stress power spectral density in each direction

由图 16 可以看出薄壁结构在 3 个温度下 X 方向应力响应最大,Y 方向次之,Z 方向最小。由于 XY、XZ、YZ 方向的剪应力相对于 X 方向的切应力相差 5~7 个数量级,因此可以忽略不计。故

将薄壁结构 X 方向应力响应结果作为疲劳寿命问题的研究重点。

薄壁结构在高温声疲劳试验时,采用高温应变片测得 3 组试验件在不同温度下应变响应曲线

如图 17 所示。观察图 17 可以发现,3 组曲线具有相同的变化规律。可以看出随着温度的上升,结构的应变响应同样增大,响应峰值在结构基频处,且峰值向左发生偏移。

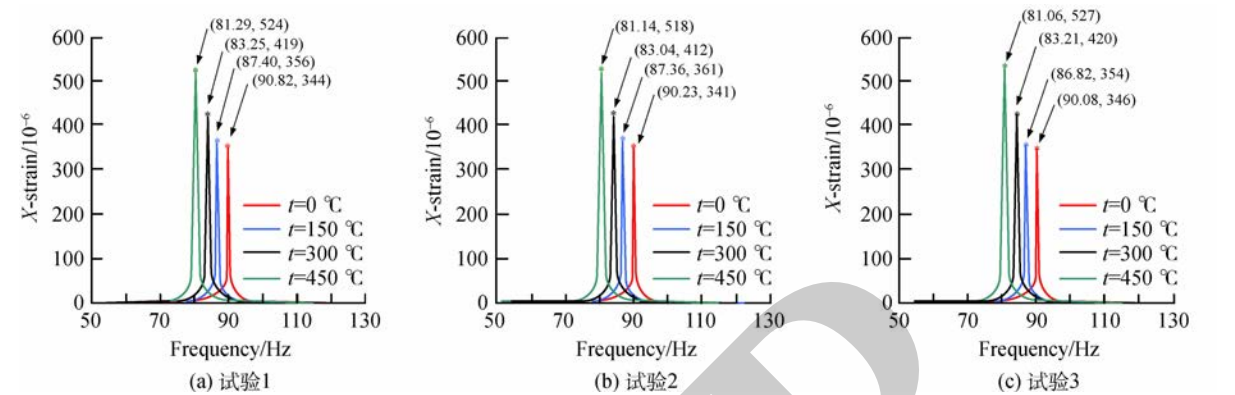


图 17 试验件应变响应结果
Fig. 17 Strain response results of test pieces

4.3 温度变化对应力响应影响分析

为了验证薄壁结构 X 方向动应力计算方法的有效性和准确性,在相同载荷作用下对薄壁结构进行数值仿真计算和试验验证工作。施加温度载荷为 450 °C,声载荷总声压级分别为 151.5 dB 和 154.5 dB,其中薄壁结构高温声疲劳试验每组声载荷下选取 3 个试验件。薄壁结构 X 方向动应力试验及仿真对比结果如表 4 所示。

表 4 450 °C 时薄壁结构 X 方向动应力试验及仿真结果
Table 4 Thin-walled structure X -dynamic stress test and simulation results at 450 °C

噪声 载荷/dB	X 向动应力/MPa			
	仿真	试验 1	试验 2	试验 3
151.5	164.07	161.71	172.22	163.35
154.5	224.44	232.89	229.51	226.89

由表 4 可以发现试验在 151.5 dB 声载荷下 X 方向动应力分别为 161.71、172.22、163.35 MPa,均值为 165.76 MPa,与数值仿真结果 164.07 MPa 相比误差为 1%。同理在 154.5 dB 声载荷下 X 方向动应力试验与数值仿真结果的误差为 2.3%。验证了薄壁结构热声响应计算方法的准确性。

当温度在 0~600 °C 之间时,薄壁结构危险点位置处, X 方向应力功率谱密度最大响应峰值集中在 1 阶固有频率处。如图 18(a)所示,随着温

度升高,结构响应的峰值也呈上升趋势。

对图 18(a)分析发现,当声载荷为 151.5 dB 时,温度为 0、150、300、450、600 °C 下结构的 X 方向应力功率谱密度响应峰值分别为 1.32×10^{15} 、 1.96×10^{15} 、 2.43×10^{15} 、 3.36×10^{15} 、 4.41×10^{15} Pa²/Hz,响应峰值从 0 °C 到 600 °C 增大了 3.35 倍。随着温度升高,共振频率下降,说明该结构处于屈曲前状态,温度的升高使结构发生软化,刚度下降,共振频率随热模态频率降低而下降,响应曲线峰值频率呈现左移现象。通过对图 18(b)分析可以得出,154.5 dB 的声载荷下结构危险点位置 X 方向应力功率谱密度曲线与图 18(a)有相同的规律。

4.4 声压级变化对应力响应影响分析

由于 0~600 °C 载荷下结构的响应曲线具有相同规律,因此以温度载荷 450 °C 时为例进行分析,薄壁结构危险点位置处 X 方向应力功率谱密度随声压级变化分析如图 19 所示。

通过图 19 分析发现:结构危险点位置 X 方向应力响应的峰值集中在 1 阶固有频率附近,响应峰值未发生偏移现象,说明温度不变,声压级增加,结构的刚度不发生变化,因此共振频率不变,响应峰值不偏移。同时可以看出,1 阶固有频率处的响应峰值比 2 阶响应峰值高 4~5 个量级。当声载荷为 139.5 dB 时,结构的 1 阶响应峰值为 2.74×10^{14} Pa²/Hz,2 阶响应峰值为 1.97×10^{10} Pa²/Hz;当声载荷为 160.5 dB 时,结构的 1 阶响

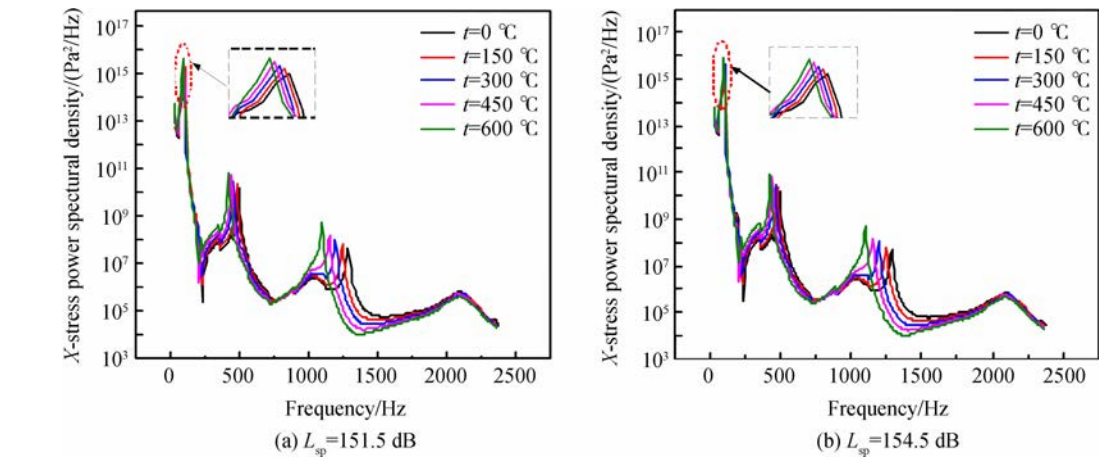


图 18 不同温度下危险点位置处 X 方向应力功率谱密度

Fig. 18 X-stress power spectral density of the dangerous position at different temperatures

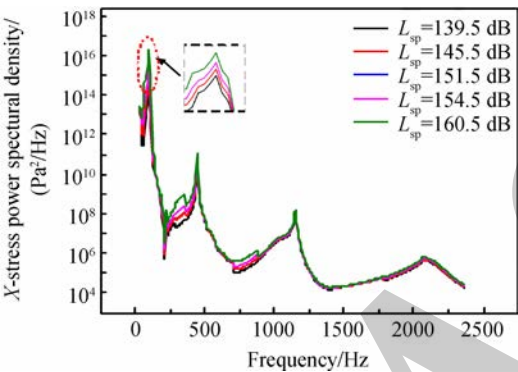


图 19 450 °C 时危险点位置处 X 方向应力功率谱密度随声压级变化分析

Fig. 19 X-stress power spectral density of the dangerous position varying with sound pressure level at 450 °C

应为 $2.21 \times 10^{16} \text{ Pa}^2/\text{Hz}$, 而 2 阶响应为 $1.08 \times 10^{11} \text{ Pa}^2/\text{Hz}$ 。因此, 当声载荷为 139.5 dB 和 160.5 dB 时, 1 阶和 2 阶响应峰值分别相差 10^4 和 10^5 , 说明声压级越高, 结构的 1 阶和 2 阶响应峰值相差的量级越大。在声载荷为 145.5、151.5、154.5 dB 时, 1 阶和 2 阶响应峰值之差也处于 4~5 个量级之间。所以, 结构发生疲劳破坏时关注的响应频率为 1 阶共振频率。由表 4 分析可以得出, 温度不变时, 随着声压级增大, 结构危险点位置处 X 方向动应力响应增大; 温度为 450 °C 时, 声载荷由 151.5 dB 增大到 154.5 dB, 即声压能量增大 1 倍时, X 方向动应力增加 60 MPa 左右。

4.5 温度变化对疲劳寿命影响分析

采用改进的雨流计数法, 对上述的薄壁结构动态响应分析结果进行统计, 绘制出结构危险点位置处的雨流循环矩阵和雨流损伤矩阵。讨论薄

壁结构在高温声激励环境下, 应力循环块的分布情况和结构的疲劳损伤程度。

通过图 20(a)~图 20(c) 中的雨流循环矩阵分析表明, 随温度的升高, 雨流循环块幅值逐渐增大, 并向左上方移动。通过对应的雨流损伤矩阵图 20(d)~图 20(f) 分析发现, 随温度的升高, 结构损伤程度加剧, 损伤量级由 10^{-5} 逐渐增加到 10^{-4} 。

将结构危险点位置处应力响应结果与式(6) Miner 理论、试验测得的材料 S-N 曲线、式(11) 损伤期望和式(12) 疲劳破坏时间相结合, 对薄壁结构的疲劳寿命进行预估, 结构疲劳寿命随温度的变化规律如图 21 所示。

由图 21 分析可以看出: 随着温度升高, 结构的疲劳寿命下降, 且声压级越高, 结构寿命越短。

4.6 声压级变化对疲劳寿命影响分析

通过对图 22(a)~图 22(c) 中的雨流循环矩阵分析发现, 声载荷声压级由 139.5 dB 增大到 160.5 dB 时, 结构危险点位置处最大应力循环幅值从 200 MPa 增加到 1000 MPa 以上, 雨流循环块明显发生分散, 但仍集中在主对角线附近。分析对应的雨流损伤矩阵图 22(d)~图 22(f) 也可以看出, 随着声载荷声压级增大, 结构损伤度由 10^{-8} 增加到 10^{-5} 直到最后的 10^{-1} , 损伤程度明显变大。相比温度的影响, 声载荷对结构疲劳寿命的影响程度更大。

通过图 23 中不同温度场下薄壁结构的疲劳寿命随声压级的变化规律可以得出, 结构的疲劳寿命随声压级和温度的升高均呈现下降趋势, 通过曲线的斜率可以判断出, 结构疲劳寿命在 142.5 dB 之前发生骤降, 以后随声压级的升高下降越趋平缓, 在 150 dB 以上时, 结构接近失稳。

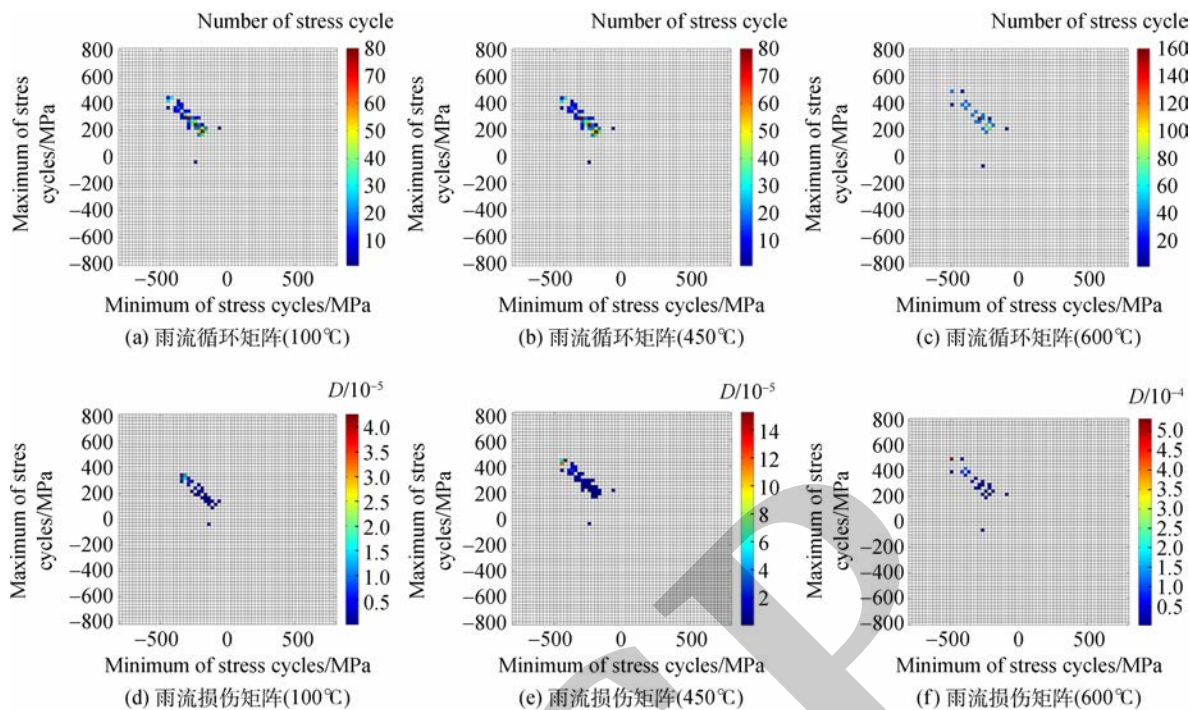


图 20 雨流循环矩阵和雨流损伤矩阵随温度变化规律

Fig. 20 Rain-flow cycle matrix and rain-flow damage matrix varying with temperature

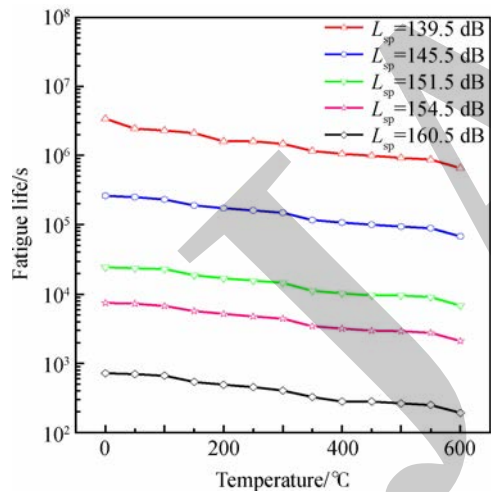


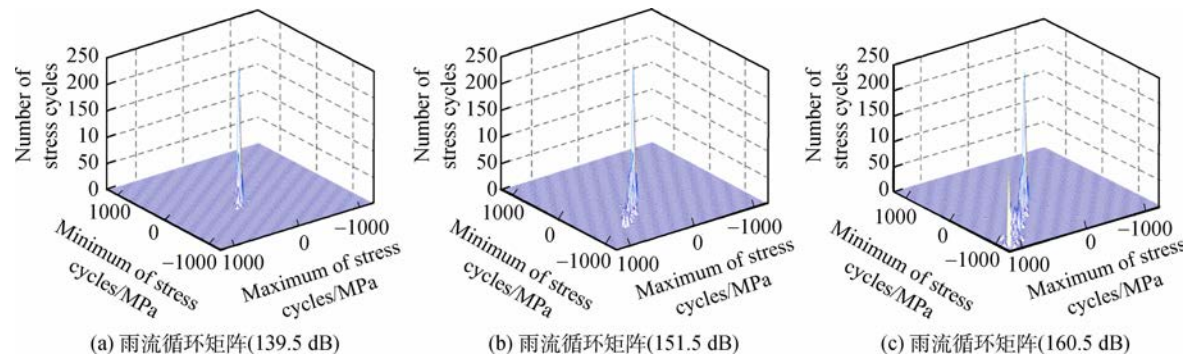
图 21 结构疲劳寿命随温度变化分析

Fig. 21 Structure fatigue life varying with temperature

4.7 结构疲劳寿命仿真与试验对比分析

薄壁结构高温声疲劳试验时,对加载温度为 450℃时,施加噪声声压级分别为 151.5 dB 和 154.5 dB 两种工况下的结构疲劳寿命进行统计分析(每组工况选取 3 个试验件),将试验测试结果与相同加载条件下的仿真计算结果进行对比分析,如图 24 所示。

由图 24 分析表明:在温度载荷为 450℃,声载荷为 151.5 dB 作用下,试验时 3 个试验件的疲劳破坏时间分别为 3.36×10^4 、 3.37×10^4 、 3.54×10^4 s,均值为 3.42×10^4 s,为仿真结果 9 642 s 的 3.5 倍。在 154.5 dB 声载荷作用下,3 个试验件的破坏时间分别为 7 380、8 556、10 980 s,均值为 8 972 s,为仿真结果 2 975 s 的 3 倍。疲劳破坏



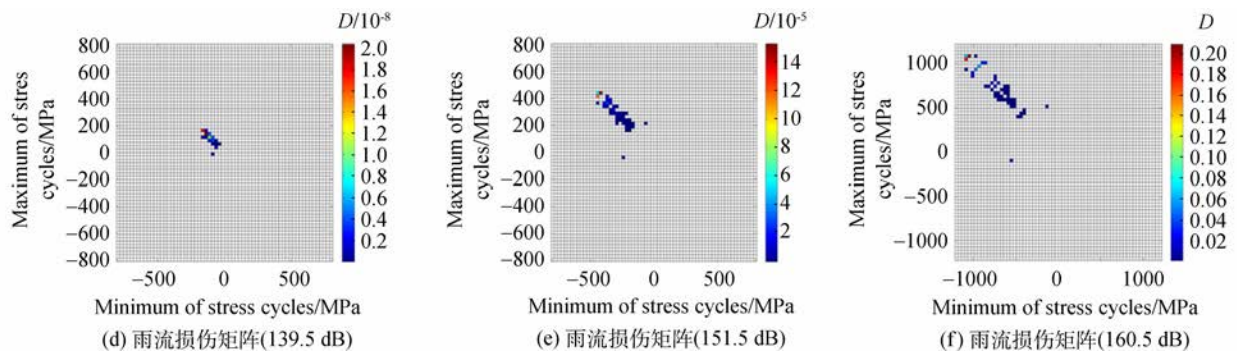


图 22 雨流循环矩阵和雨流损伤矩阵随声压级变化规律

Fig. 22 Rain-flow cycle matrix and rain-flow damage matrix variting with sound pressure level

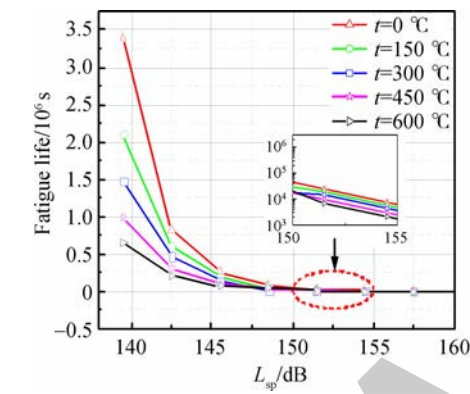


图 23 结构疲劳寿命随声压级和温度变化分析

Fig. 23 Fatigue life of structure varying with the sound pressure level and temperature

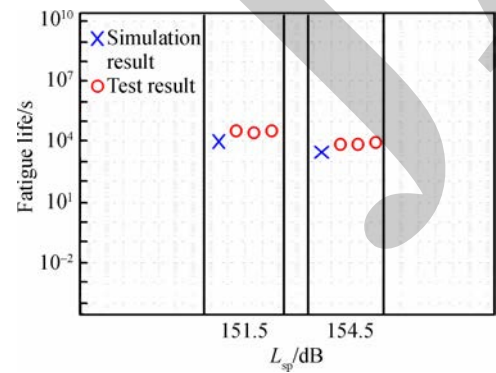


图 24 试验件在 450 °C 时疲劳寿命

Fig. 24 Fatigue life of test pieces at 450 °C

时间的试验值与仿真值相差 3~3.5 倍,热声疲劳寿命问题在行业内要求处于一个量级内即为有效,故疲劳寿命预估结果满足实际工程中高温声疲劳验证要求,验证了薄壁结构疲劳寿命预估方法的有效性。

造成仿真与试验结果误差的原因有以下几点:①薄壁结构高温声疲劳试验本身具有较强的

随机性,试验件存在加工误差和安装误差,经过长时间振动,夹具可能产生微小松动,噪声行波掠入射加载时的角度可能发生微小偏差;②理论计算结果是在理想条件下推导出来的,具有一定的局限性,不同的仿真计算软件之间的计算结果也存在一定的差别。

5 结 论

1) 针对 GH188 材料薄壁结构开展高温环境下的声激励试验,并将获得的试验结果与仿真结果进行对比分析,结果表明:数值仿真对结构破坏位置判断准确,破坏位置均为根部位置;结构 1 阶热模态频率具有一致性,误差在 0.49%~2.09% 之间;X 方向动应力预测水平一致,误差在 1%~3% 之间;疲劳破坏时间的预估值与试验结果在一个量级之内,误差在 3~3.5 倍之间。验证了薄壁结构应力响应计算方法与疲劳寿命预估方法的有效性。

2) 基于耦合的 FEM/BEM,对 GH188 薄壁结构进行动力学响应计算与分析。结果表明:结构处于屈曲前状态,声压级相同时,结构的响应水平随温度的升高而上升,响应峰值从 0 °C 到 600 °C 增大了 3.35 倍,响应峰值频率随结构的软化向左发生偏移;温度相同时,随着声压级增大,响应峰值仍集中在 1 阶热模态频率处,响应水平升高,声压级越高,结构的 1 阶和 2 阶响应峰值相差的量级越大,相差在 4~5 个量级之间,声压能量增大 1 倍时,X 方向动应力增加 60 MPa 左右。

3) 采用改进的雨流计数法、Morrow 平均应力模型和 Miner 线性累积损伤理论对结构应力响应结果进行统计,估算结构在高温声载荷下的疲劳寿命。结果表明:结构处于屈曲前软化区域时,结构疲劳寿命随温度和声压级的增大都呈现下降趋势,相比温度的影响,声压级变化对结构疲

劳寿命的影响程度更大;随着声压级的增大,结构疲劳寿命先呈现骤降趋势再趋于平稳,当声压级达到某一量级时结构接近失稳状态。

参考文献:

- [1] SCHNEIDER C W. Acoustic fatigue of aircraft structures at elevated temperatures [R]. Seattle, US: Aeronautics Conference, 1973.
- [2] MEI C, PRASAD C B. Effects of nonlinear damping on random response of beams to acoustic loading[R]. San Antonio, US: The 27th Proceeding of Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 1986.
- [3] LEE J. Large-amplitude plate vibration in an elevated thermal environment[J]. Applied Mechanics Reviews, 1993, 46 (11S): 98.
- [4] LEE J. Displacement and strain histograms of thermally buckled composite plates in random vibration [R]. Salt Lake City, US: 37th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 1996.
- [5] LEE J. Displacement and strain statistics of thermally buckled plates[R]. St. Louis, US: 40th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, 1999.
- [6] RIZZI S A, MURAVYOV A A. Equivalent linearization analysis of geometrically nonlinear random vibrations using commercial finite element codes [R]. NASA/TP-2002-211761, 2002.
- [7] SCHNEIDER C W. Acoustic fatigue resistance of aircraft structures at elevated temperatures[R]. AIAA 73-994, 1979.
- [8] JACOBSON M J. Sonic fatigue design data for bonded aluminum aircraft structures[J]. Journal of Aircraft, 1981, 18 (6): 438-444.
- [9] GASNER J A, FOSTER R C, FUJIMURA C. Evaluation of thermal management for a Mach 5.5 hypersonic vehicle [R]. Cleveland, US: Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1992.
- [10] JACOBS J H, GRUENSFELDER C, HEDGECOCK C E. Thermal acoustic fatigue of ceramic matrix composite materials[R]. AIAA 93-1319, 1993.
- [11] VAICAITIS R. Nonlinear response and sonic fatigue of national aerospace space plane surface panels[J]. Journal of Aircraft, 2012, 31(1): 10-18.
- [12] CROOP H C, MICHAEL P, WENTZ K R. Dynamic fatigue of carbon-carbon thermal protection systems[R]. Salt Lake City, US: 37th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit, 1996.
- [13] 曹茂国, 李琳. 薄壁板结构声激励载荷作用下的响应谱估算方法[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 295-297, 302.
CAO Maoguo, LI Lin. Estimation of response power spectrum of panel structure under acoustic loads[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3): 295-297, 302. (in Chinese)
- [14] 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. Sonic fatigue life prediction of aero-engine structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18 (3): 373-377. (in Chinese)
- [15] 李久楷, 刘永杰, 王清远, 等. TC17 钛合金高温超高周疲劳实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(7): 1567-1573.
LI Jiukai, LIU Yongjie, WANG Qingyuan, et al. High-temperature ultra-high cycle fatigue test of TC17 titanium alloy[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29 (7): 1567-1573. (in Chinese)
- [16] SHA Y D, GAO Z J, XU F, et al. Influence of thermal loading on the dynamic response of thin-walled structure under thermo-acoustic loading[J]. Advanced Engineering Forum, 2011, 2(3): 876-881.
- [17] SHA Y D, XU F, GAO Z J. Nonlinear response of carbon-carbon composite panels subjected to thermal-acoustic loadings[J]. Applied Mechanics and Materials, 2012, 117-118-119(5): 319-323.
- [18] 沙云东, 魏静, 高志军. 热声载荷作用下薄壁结构的非线性响应特性[J]. 航空学报, 2013, 34(6): 1336-1346.
SHA Yundong, WEI Jing, GAO Zhijun. Nonlinear characteristics of thin-walled structures under thermo-acoustic loading[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(6): 1336-1346. (in Chinese)
- [19] 王建, 沙云东, 赵奉同, 等. 热声载荷下薄壁开孔结构振动响应与寿命预估[J]. 航空发动机, 2017, 43(3): 24-31.
WANG Jian, SHA Yundong, ZHAO Fengtong, et al. Vibration response analysis and fatigue life prediction of thin-walled structures with opening under thermo-acoustic loads[J]. Aeroengine, 2017, 43(3): 24-31. (in Chinese)
- [20] NORTON M P. 工程噪声和振动分析基础[M]. 盛元生, 译. 北京: 航空工业出版社, 1993.
- [21] 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 responses analysis and experimental verification of metallic thin-walled structures to thermal-acoustic loadings [J]. Journal of Vibration and Shock, 2017, 36 (20): 218-224, 232. (in Chinese)
- [22] 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, 197.
SHA Yundong, WEI Jing, GAO Zhijun. Random fatigue life prediction of metallic thin-walled structures under thermo-acoustic excitation [J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(10): 162-166, 197. (in Chinese)