

热声载荷下薄壁结构振动响应试验 验证与疲劳分析

沙云东, 王 建, 赵奉同, 骆 丽

(沈阳航空航天大学 航空航天工程学部

辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 由于热声环境下金属薄壁结构表现出复杂的大挠度强非线性振动响应特性,影响结构的疲劳性能与寿命,结合有限元法与降阶模态法对四边固支高温合金矩形薄壁结构的热声响应进行计算。结果研究发现:屈曲后结构出现跳变运动且应力循环呈三角状分布,热声载荷的相对强弱决定了跳变形式。采用改进雨流计数法、Morrow 平均应力模型、Miner 线性损伤累积理论计算热声疲劳寿命,屈曲前到临界屈曲时应力循环损伤量级显著增大,由 10^{-5} 增大到 10^{-4} ,寿命随温度增加呈先减小后增加趋势。开展薄壁结构热声试验,并将仿真计算结果与试验结果进行对比,结果表明结构的模态频率偏差不超过 1 Hz,动态应变响应结果的量值相当,验证了薄壁结构热声响应计算方法与模型的有效性。

关 键 词: 热声载荷;非线性振动响应;疲劳寿命;屈曲;跳变;试验验证

中图分类号: V241.3

文献标志码: A

Vibration response experimental verification and fatigue analysis of thin-walled structures to thermal-acoustic loads

SHA Yundong, WANG Jian, ZHAO Fengtong, LUO Li

(Liaoning Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology
for Aviation Propulsion System, Faculty of Aerospace Engineering,
Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: Metallic thin-walled structure under thermal-acoustic environment shows complex nonlinear vibration response characteristics of large deflection, affecting fatigue performances and life of structure. Thermal-acoustic responses of superalloy thin-walled rectangular plates with four edges clamped were calculated by combining finite element method and reduced order modal method. Research showed that buckling structures could exhibit snap-through motions which were decided by relative strength between thermal loads and acoustic loads, and stress cycle showed a triangular distribution. The Miner linear accumulative damage theory was employed in conjunction with improved rain flow counting method and Morrow mean stress model to calculate thermal-acoustic fatigue life. From pre-buckling to critical buckling, the damage level of stress cycle increased significantly from 10^{-5} to 10^{-4} , and with the increase of temperature, the fatigue life showed a trend of decrease at first and then increase. The thermal-acoustic experiment of thin-walled structure was carried out to make a

收稿日期:2016-04-13

基金项目:航空基础科学基金(20151554002)

作者简介:沙云东(1966—),男,教授,博士,主要从事航空发动机强度振动及噪声方面的研究。

引用格式:沙云东,王建,赵奉同,等.热声载荷下薄壁结构振动响应试验验证与疲劳分析[J].航空动力学报,2017,32(11):2659-2671. SHA Yundong, WANG Jian, ZHAO Fengtong, et al. Vibration response experimental verification and fatigue analysis of thin-walled structures to thermal-acoustic loads[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2659-2671.

comparison between the results of simulation and experiment. Results showed that the deviation of structural modal frequencies was less than 1 Hz, and strain responses of calculation and experiment results had a good alignment, validating the effectiveness of calculation method and model to thermal-acoustic responses.

Key words: thermal-acoustic loads; nonlinear vibration responses; fatigue life; buckling; snap-through; experimental verification

高超飞行器的薄壁结构、冲压发动机的尾喷管、航空发动机火焰筒、隔热防振屏等在高温强噪声载荷作用下会产生复杂的大挠度非线性响应^[1-6]。热声载荷作用下出现的快速交变应力严重影响结构的疲劳性能,降低结构的疲劳寿命。因此,高温强噪声作用下结构的非线性响应分析和疲劳寿命估算已经成为高超飞行器薄壁结构强度设计的关键。

国外学者以及研究机构针对薄壁结构的非线性响应与热声疲劳问题已经开展了大量的理论分析与试验研究。用于分析薄壁结构非线性振动响应的方法分为解析方法和数值方法。其中解析法及其近似解法包括 FPK(Fokker-Planck-Kolmogorov)方程法^[7-9]、摄动法、ELM(equivalent linearization method)^[10]、伽辽金法(Galerkin)^[11];数值方法包括有限差分法和 FEM(有限元法)。

其中采用 FEM 对复杂结构非线性响应分析成为主流。Mei 和 Chen 将 FEM+ELM 应用于热载荷和掠入射声载荷同时作用下任意形状的层合板^[12],并发现热屈曲后结构的模态振型发生改变,响应频谱分析表明掠入射声载荷使反对称模态参与结构响应。Dhainaut 等^[13-14]结合 FEM+ROM(降阶模态)法研究了热声载荷下结构的非线性随机响应,并计算了四边简支矩形板的热声响应,预测了三种典型的热声响应运动。基于薄壁结构非线性响应的基础上,国内外学者将理论与试验结合对薄壁结构的疲劳寿命进行了进一步的研究分析。Lukas 等^[15]研究了平均应力对应力寿命的影响规律,并介绍了不同的疲劳损伤模型,如 Goodman、Morrow、SWT(Smith-Watson-Topper)和 Walker 模型,结合试验数据对不同模型的寿命估算效果进行了讨论。Chilakamarri 和 Lee 研究了跳变区域内结构的疲劳损伤累积模型^[16]。Przekop 等^[17]研究了适用于热声载荷作用下的金属结构疲劳寿命估算的几个高周疲劳模型,基于雨流计数法,利用累积损伤理论、采用不同平均应力模型,估算了铝合金板在不同热声载荷下的疲劳寿命。

国内关于热声载荷作用下薄壁结构的研究起步较晚,曹茂国与李琳在 2000 年提出了一种估算薄壁板结构在噪声载荷作用下的响应谱方法^[18]。金奕山与李琳分别在 2003 年与 2004 年对随机振动载荷作用下结构 Von Mises 应力过程进行了研究,对结构疲劳寿命进行了计算与分析^[19-20]。2012 年,贺尔铭等对飞行器功能梯度薄壁结构在热与声载荷联合作用下的非线性动态响应进行分析^[21]。此外,沈阳航空航天大学沙云东教授所带领的科研团队结合中国航空工业集团公司航空推进系统设计计划,对高温强噪声激励下薄壁结构的非线性响应与随机疲劳寿命估算进行了长期的研究并发表了相关文献^[4-6,22],形成了以雨流计数法为核心的时域方法,研究计算了发动机火焰筒的热声疲劳寿命。

尽管国内的研究者在薄壁结构热声响应与热声疲劳的理论研究方面已经取得一定进展,但针对仿真计算开展的热声试验验证为之甚少。本文采用 FEM+ROM 计算并分析结构在热声载荷作用下的大挠度非线性响应,并结合改进雨流计数法、Morrow 平均应力模型和 Miner 线性损伤累积理论对该结构的寿命进行预估与讨论。针对仿真计算开展了该结构在热环境下的声激振试验,将试验结果与仿真结果进行对比,验证了热声载荷下结构大挠度非线性响应计算方法与模型的有效性。同时,结合仿真分析结论对试验件进行了热声响应分析。

1 理论分析

1.1 大挠度非线性方程

采用 Von Karman 薄板大挠度理论和 Kirchhoff 的相关假设^[23],与薄板中面为任意距离的节点应变如式(1)所示

$$\begin{cases} \epsilon_x^{(z)} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 - z \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ \epsilon_y^{(z)} = \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 - z \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \\ \gamma_{xy}^{(z)} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial x} \cdot \frac{\partial w}{\partial y} - 2z \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{cases} \quad (1)$$

式中 ϵ 为单向应变, γ_{xy} 为 xOy 面的剪应变, u, v 为中面内位移, w 为横向挠度。

对应变位移关系进行微分运算可以得到挠度表示的应变协调方程, 如式(2)所示

$$\frac{\partial^2 \epsilon_x^{(0)}}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \epsilon_y^{(0)}}{\partial x^2} - \frac{\partial^2 \gamma_{xy}^{(0)}}{\partial x \partial y} = \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)^2 - \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \quad (2)$$

通过 Airy 应力函数 F 表示薄膜应力, 可以得到节点各方向应力 $\sigma_x^{(0)}$ 、 $\sigma_y^{(0)}$ 、 $\sigma_{xy}^{(0)}$ 的表达式, 如式(3)所示

$$\begin{cases} \sigma_x^{(0)} = \frac{N_x}{h} = \frac{1}{h} \cdot \frac{\partial^2 F}{\partial y^2} \\ \sigma_y^{(0)} = \frac{N_y}{h} = \frac{1}{h} \cdot \frac{\partial^2 F}{\partial x^2} \\ \tau_{xy}^{(0)} = \frac{N_{xy}}{h} = -\frac{1}{h} \cdot \frac{\partial^2 F}{\partial x \partial y} \end{cases} \quad (3)$$

式中 N_x 、 N_y 、 N_{xy} 为薄膜力, h 为板厚。

将式(3)带入式(2), 得到应力函数表示的应变协调方程, 如式(4)

$$\nabla^4 F + Eh\alpha \nabla^2 \bar{t} = Eh \left[\left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)^2 - \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) \right] \quad (4)$$

式中应力函数 $F = F_h + F_p$ 为待求解的未知函数, 由齐次解 F_h 和特解 F_p 组成。 E 为弹性模量, α 为热膨胀系数, $\bar{t}$ 为沿板厚的平均温度, 且假设沿板厚的温度分布是线性的, 如式(5)所示

$$t(x, y, z) = \frac{1}{h} \int_{-h/2}^{h/2} t(z) dz + z\theta(x, y) = \bar{t}(x, y) + z\theta(x, y) \quad (5)$$

式中 $t(x, y, z)$ 为板上的温度函数分布, θ 为板厚的温度梯度。

将应力和对应剪力、薄膜力、弯矩, 考虑阻尼力、声载荷、惯性力, 对板进行受力分析, 可以得到包含温度项的 Von Karman 大挠度运动方程如式(6)所示

$$\begin{aligned} \rho h \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + \rho h \xi \frac{\partial w}{\partial t} + D \nabla^4 w + \alpha(1 + \mu) D \nabla^2 \theta = \\ \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \cdot \frac{\partial^2 F}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \cdot \frac{\partial^2 F}{\partial x^2} - 2 \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \cdot \\ \frac{\partial^2 F}{\partial x \partial y} + p(x, y, t) \end{aligned} \quad (6)$$

式中 ρ 为密度, ξ 为阻尼系数, μ 为泊松比, $p(x, y, t)$ 为模拟声载荷的随机压力, D 为弯曲刚度, ∇^4 为双调和算子。

1.2 疲劳寿命估算模型

通过对金属薄壁结构的非线性响应进行分析, 采用改进雨流计数法^[22]对响应峰值进行计

数, 结合 Morrow 平均应力模型、Miner 线性累积损伤理论与材料的 S-N 曲线, 完成结构随机声疲劳的寿命估算。

常幅值、零均值载荷作用下, Basquin 方程表示的应力-寿命基本关系为

$$S_{ar} = \sigma'_f (2N_f)^b \quad (7)$$

$$N_f = [S_{ar}/(\sigma'_f 2^b)]^{1/b} \quad (8)$$

式中 S_{ar} 为对称交变应力的幅值, σ'_f 为疲劳强度系数, b 为材料常数, N_f 为该应力水平下发生疲劳失效时的循环数。

Morrow 平均应力模型

$$S_{ar} = \frac{S_a}{1 - S_m/\sigma'_f} \quad (9)$$

式中 S_a 为循环应力幅值, S_m 为循环应力均值。

Morrow 平均应力模型下疲劳寿命

$$N_{fMorrow} = [S_{ar}/(2^b)]^{1/b} = \{[S_a/(1 - S_m/\sigma'_f)]/(2^b \sigma'_f)\}^{1/b} \quad (10)$$

在本文的计算模型中, 疲劳强度系数 $\sigma'_f = 610$ MPa, 材料常数 $b = -0.07092$ 。

Miner 线性累积损伤表达式为

$$M_d = \sum_i \frac{N_i}{(N_f)_i} \quad (11)$$

式中 N_i 表示在应力水平为 S_i 下的循环数。

随机振动响应的损伤期望通过具有 Morrow 平均应力模型方程可写为

$$\begin{aligned} E[M_d] &= E[P]T \cdot \\ &\int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{P(S_{\min}, S_{\max})}{N_{fMorrow}} dS_{\min} dS_{\max} = \\ &E[P]T \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{P(S_{\min}, S_{\max})}{\{[S_a/(1 - S_m/\sigma'_f)]/(2^b \sigma'_f)\}^{1/b}} dS_{\min} dS_{\max} \end{aligned} \quad (12)$$

式中 M_d 表示结构的线性累计损伤, P 为最大应力与最小应力的联合概率密度函数, $E[P]$ 表示单位时间内载荷峰值的期望, T 为计算分析时间, $S_{\max}$ 为最大应力, $S_{\min}$ 为最小应力。二维联合概率密度函数 $P(S_{\min}, S_{\max})$ 可通过雨流循环矩阵 $\mathbf{M}_{rf}$ 获得, 即有如下关系式:

$$\begin{aligned} \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} P(S_{\min}, S_{\max}) dS_{\min} dS_{\max} \approx \\ \frac{1}{N_{rf}} \sum_{\infty}^{\infty} \sum_{\infty}^{\infty} \mathbf{M}_{rf}(S_{\min}, S_{\max}) = 1 \end{aligned} \quad (13)$$

式中 N_{rf} 为雨流循环总数, $\mathbf{M}_{rf}$ 为雨流循环矩阵, 如

图 1 所示。在二维雨流循环矩阵 M_{rf} 中,循环最大应力、循环最小应力与应力的均值与幅值相关。应力对中的最小应力永远小于最大应力,因此,以循环应力比 $R=S_{min}/S_{max}=1$ 为分界线,二维雨流循环矩阵 M_{rf} 左上半部分被用于计算与分析。

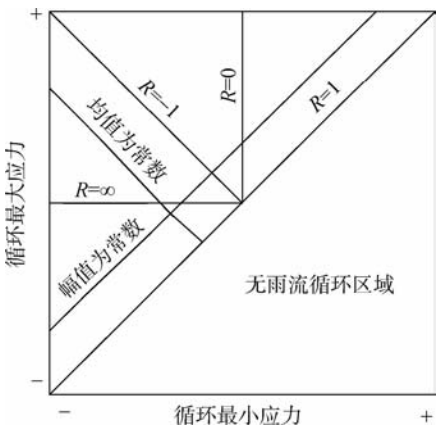


图 1 雨流循环矩阵
Fig. 1 Rain flow circulation matrix

就应力的幅值与均值而言,损伤期望方程 (11)可被转化为下列形式:

$$E[M_d]=E[P]T\int\limits_{-\infty}^{\infty}\int\limits_{-\infty}^{\infty}\frac{P(S_a,S_m)}{N_f(S_a,S_m)}dS_mdS_a$$

(14)

在给定有限时间 T_r 内,随机振动响应的损伤期望通过雨流循环矩阵 M_{rf} 和雨流损伤矩阵 D_{rf} 表示为

$$E[M_d]=\frac{T}{T_r}\sum\limits_{-\infty}^{+\infty}\sum\limits_{-\infty}^{+\infty}\frac{M_{rf}(S_a,S_m)}{N_f(S_a,S_m)}=\\ \frac{T}{T_r}\sum\limits_{-\infty}^{+\infty}\sum\limits_{-\infty}^{+\infty}D_{rf}(S_a,S_m)$$

(15)

当 $E[M_d]=1$ 时,结构发生破坏,以二维雨流损伤矩阵 $D_{rf}(S_a,S_m)$ 表示的结构寿命为

$$T=T_r\bigg/\sum\limits_{-\infty}^{+\infty}\sum\limits_{-\infty}^{+\infty}D_{rf}(S_a,S_m)$$

(16)

2 仿真分析

仿真计算对象为四边固支高温合金 (GH188)薄壁结构,材料参数如表 1 所示,几何模型、长短边中点与结构中心位置如图 2 所示,板厚为 1.5 mm。热载荷为稳态的均匀温度场,声载荷为有限带宽(0~1 500 Hz)高斯白噪声,计算前屈曲、临界屈曲和后屈曲时结构在不同热声载荷组合下结构的动力学响应结果,主要提取结构中中心位置 126 单元的响应结果以作规律性分析。

为了方便,以屈曲系数 s 表示温度变化趋势,其中 $s=t/t_{cr}$, t_{cr} 为临界屈曲温度;(1.3,172 dB)表示屈曲系数为 1.3,声压级为 172 dB。

结构的临界屈曲温度 $t_{cr}=68.46\text{ }^{\circ}\text{C}$,计算了薄壁结构随温度变化的第一阶热模态频率,如表 2 所示。屈曲前随温度增加,结构处于软化区域,基频增大^[5];临界屈曲时,基频接近最低值;屈曲后随温度增加,结构处于硬化区域,基频逐渐增大,如图 3 所示。

表 1 不同温度下的材料参数
Table 1 Material parameters at different temperatures

参数	温度/ $^{\circ}\text{C}$		
	20	450	600
E/GPa	213	170.37	155.5
μ	0.301	0.320	0.327
$\alpha/10^{-6}\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$	13.4	13.7	14.4
$\rho/10^3\text{ (kg/m}^3\text{)}$	9.09	9.09	9.09
热导/ $(\text{W}/^{\circ}\text{C})$	15.4	20.1	27.1

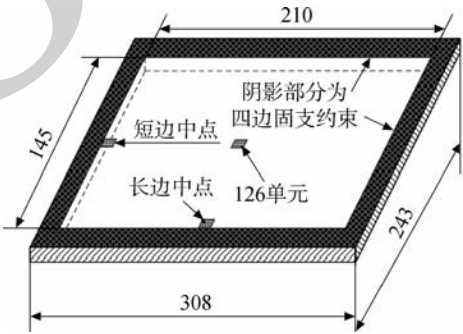


图 2 几何模型(单位:mm)
Fig. 2 Geometry model (unit:mm)

表 2 薄壁结构在不同温度下的第一阶热模态频率
Table 2 The first order thermal modal frequencies of thin-walled structure at different temperatures

温度/ $^{\circ}\text{C}$	频率/Hz	温度/ $^{\circ}\text{C}$	频率/Hz
25	386	150	307
50	347	175	335
75	194	200	350
100	257	225	421
125	293	250	481

2.1 热屈曲与跳变运动

图 4~图 13 给出了结构中心位置在不同热

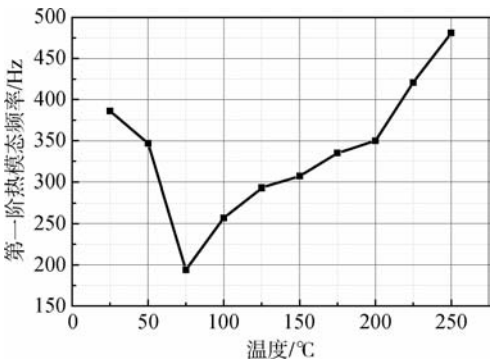


图 3 随温度变化的第一阶热模态频率

Fig. 3 The first order thermal modal frequencies change with the temperature

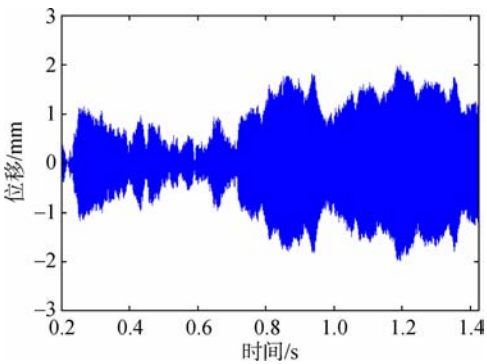


图 6 位移时间历程(0.172 dB)

Fig. 6 Time history of displacement (0.172 dB)

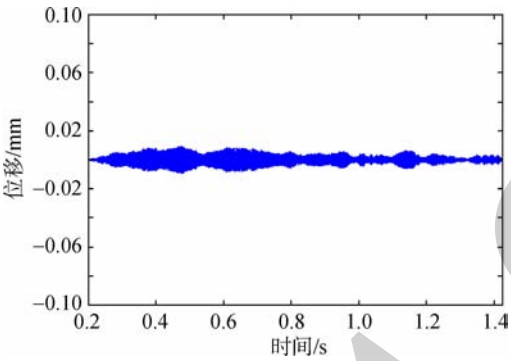


图 4 位移时间历程(0.124 dB)

Fig. 4 Time history of displacement (0.124 dB)

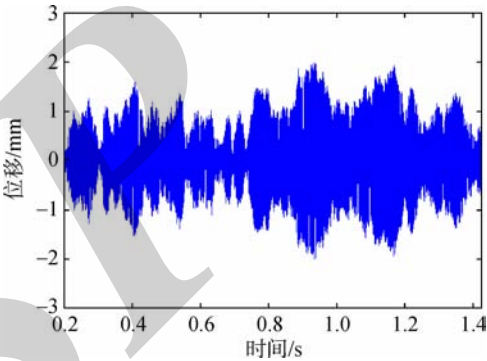


图 7 位移时间历程(0.4,172 dB)

Fig. 7 Time history of displacement (0.4,172 dB)

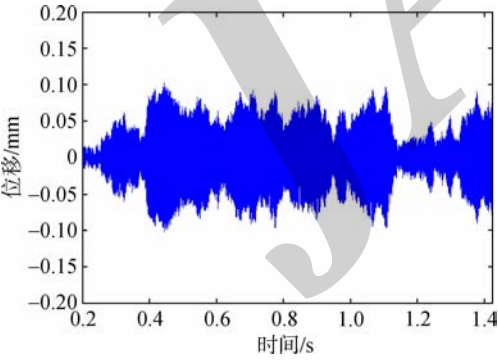


图 5 位移时间历程(0.148 dB)

Fig. 5 Time history of displacement (0.148 dB)

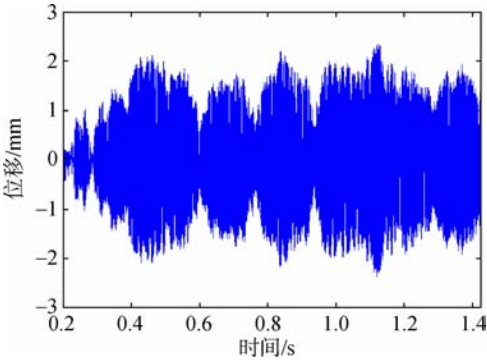


图 8 位移时间历程(0.6,172 dB)

Fig. 8 Time history of displacement (0.6,172 dB)

声载荷组合下的位移时间历程。室温时,结构围绕初始平衡位置做线性的随机振动,位移响应均值绝对值为零,幅值最小,如图 4 所示;结构位移响应幅值随声压级增加逐渐增大,如图 4~图 6 所示,此外声压级由 148 dB 增加 172 dB 时,响应幅值由 0.1 mm 增加到 2.0 mm。定常声压级时,屈曲前随屈曲系数的增加,结构的位移响应呈现出弱非线性,但响应幅值并未明显增大,如图 7~

图 9 所示,位移响应幅值保持在 2.0 mm 附近。这表明屈曲前声压级对结构的位移响应起主导作用,直接影响位移响应的幅值。

临界屈曲时,结构的非线性响应显著增强,位移响应幅值明显增大,如图 10 所示。屈曲后,结构出现跳变运动,响应的均值较屈曲前明显增大,且热载荷与声载荷的相对强弱决定了跳变形式^[3,5]。声载荷较强时,结构位移响应围绕屈曲后的两个平衡位置做频繁的跳变运动,且响应幅值和均值明显增强,如图 11 所示。热声载荷相当

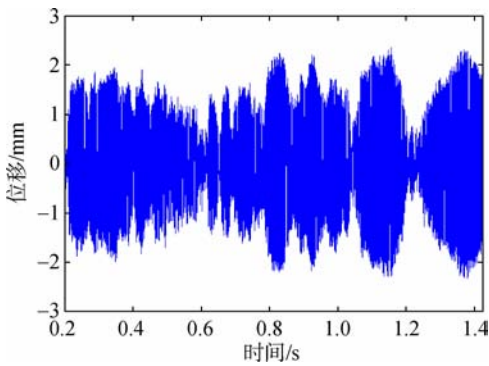


图 9 位移时间历程(0.8,172 dB)

Fig. 9 Time history of displacement (0.8,172 dB)

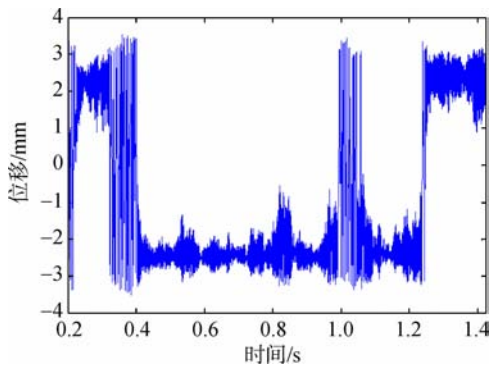


图 12 位移时间历程(1.6,172 dB)

Fig. 12 Time history of displacement (1.6,172 dB)

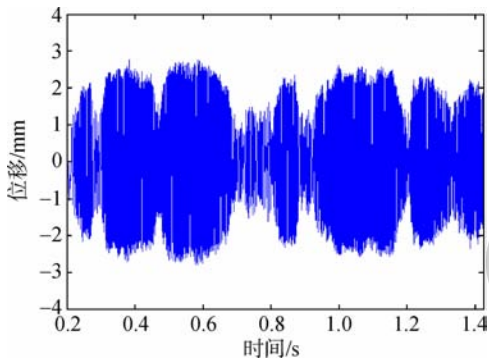


图 10 位移时间历程(1.0,172 dB)

Fig. 10 Time history of displacement (1.0,172 dB)

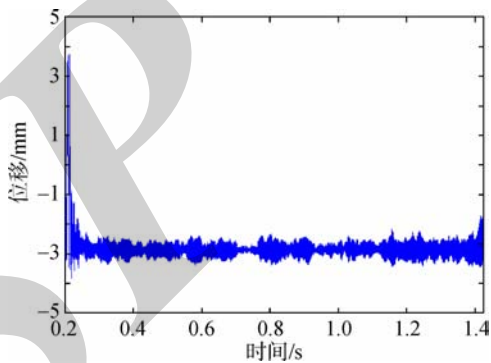


图 13 位移时间历程(1.8,172 dB)

Fig. 13 Time history of displacement (1.8,172 dB)

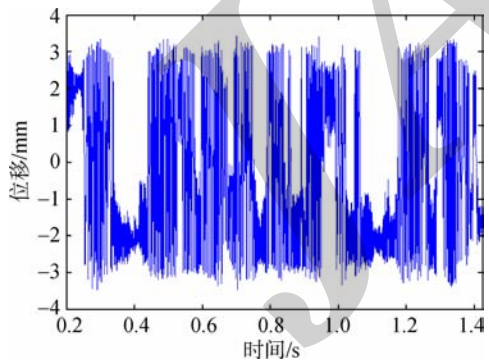


图 11 位移时间历程(1.5,172 dB)

Fig. 11 Time history of displacement (1.5,172 dB)

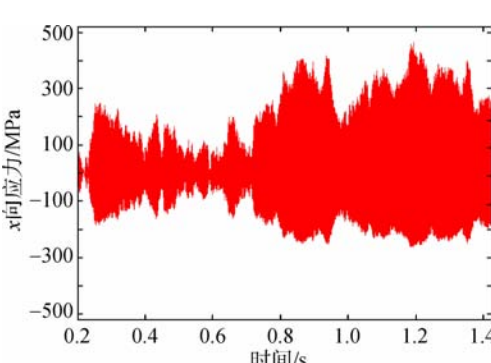


图 14 应力时间历程(0,172 dB)

Fig. 14 Time history of stress (0,172 dB)

时,结构位移响应在两个平衡位置之间做间歇的跳变运动,响应幅值减小,均值增大,如图 12 所示。随着热载荷的持续增大,结构位移响应围绕屈曲后的一个平衡位置做随机振动,响应幅值减小,均值绝对值增大,如图 13 所示。

2.2 应力分析与寿命预估

提取结构中点位置 126 单元在不同热声载荷状态下的应力时域结果,如图 14~图 18 所示。可以看出,屈曲前随屈曲系数的增加,应力响应的

非线性增强;临界屈曲时,应力响应的非线性表现明显。屈曲后 $s=1.3$ 时,声载荷较强,应力响应表现出持续的跳变现象。屈曲后 $s=1.6$ 时,热声载荷相当,应力响应表现为间歇的跳变运动。屈曲后 $s=1.8$ 时,热载荷较强,应力响应表现为围绕屈曲后的一个平衡位置的线性随机振动。

采用改进雨流计数法^[17,22]对应力进行统计,绘制出应力响应的雨流循环矩阵(M_{rf})与雨流损伤矩阵(D_{rf})如图 19~图 26 所示。讨论屈曲前后

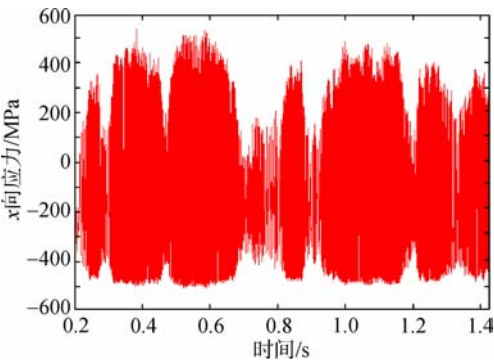


图 15 应力时间历程(1,172 dB)
Fig. 15 Time history of stress (1,172 dB)

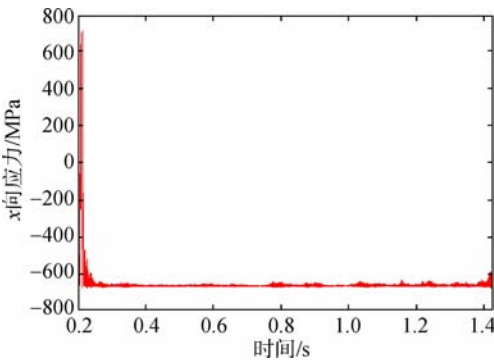


图 18 应力时间历程(1.8,172 dB)
Fig. 18 Time history of stress (1.8,172 dB)

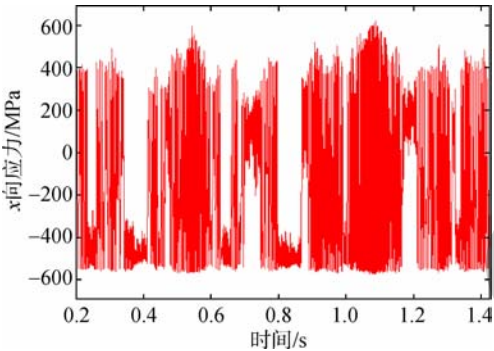


图 16 应力时间历程(1.3,172 dB)
Fig. 16 Time history of stress (1.3,172 dB)

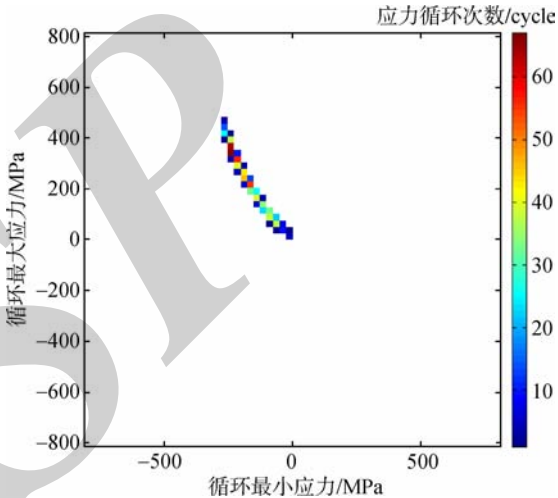


图 19 雨流循环矩阵(0,172 dB)
Fig. 19 Rain flow circulation matrix (0,172 dB)

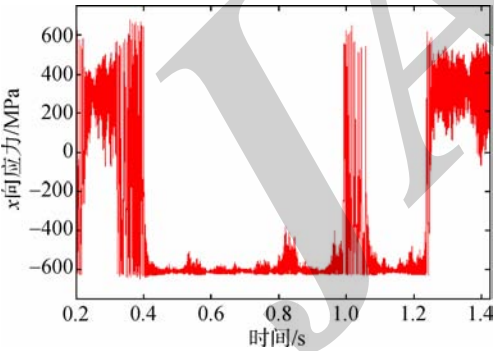


图 17 应力时间历程(1.6,172 dB)
Fig. 17 Time history of stress (1.6,172 dB)

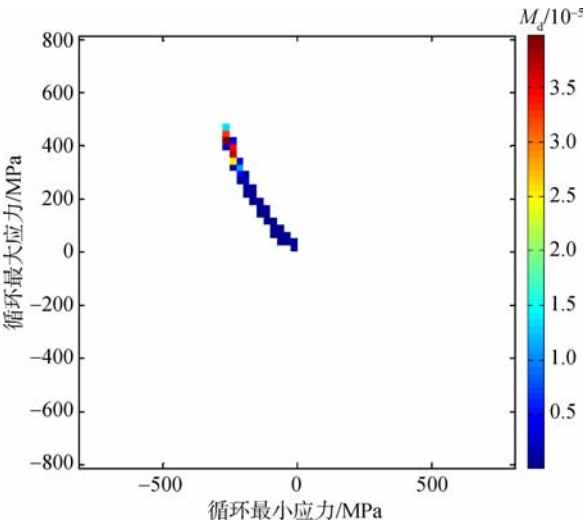


图 20 雨流损伤矩阵(0,172 dB)
Fig. 20 Rain flow damage matrix (0,172 dB)

结构在热声载荷作用下应力循环块的分布情况以及应力循环块对结构的损伤程度。

室温时,应力循环块主要分布在主对角线,响应的均值绝对值较小,幅值较大,且左上角的大幅值应力循环块对结构的损伤程度较大,如图 19 和图 20 所示。

临界屈曲时,应力响应的非线性显著增强,应力循环块向左下方偏移,应力响应的均值绝对值与幅值增大,如图 21 所示;应力循环块对结构的损伤程度量级增大,由屈曲前 10^{-5} 增大到临界屈

曲的 10^{-4} ,如图 20 和图 22 所示。
屈曲后,热载荷与声载荷的相对强弱决定了跳变形式。 $s=1.3$ 时,声载荷较热载荷强,应力

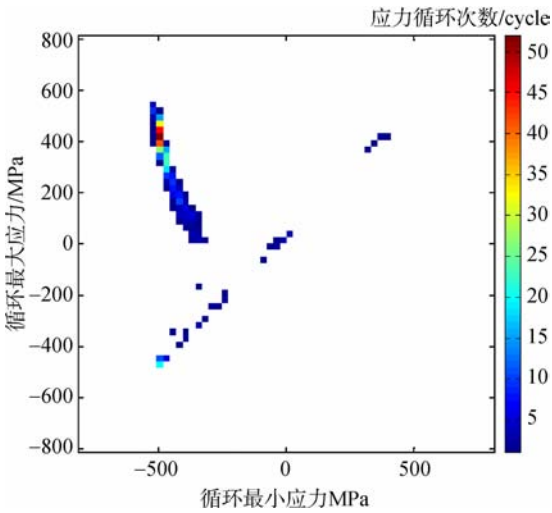


图 21 雨流循环矩阵(1.0,172 dB)

Fig. 21 Rain flow circulation matrix (1.0,172 dB)

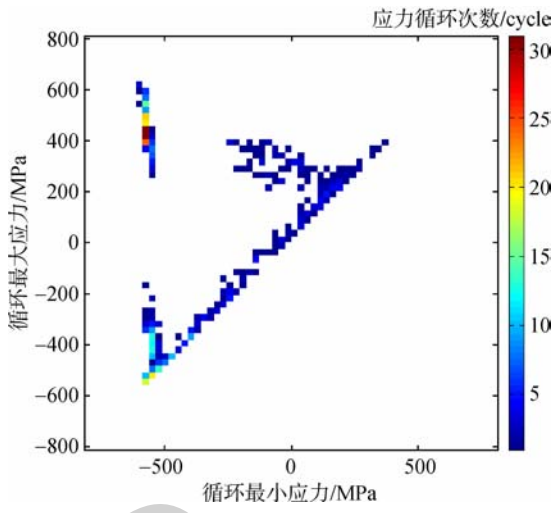


图 23 雨流循环矩阵(1.3,172 dB)

Fig. 23 Rain flow circulation matrix (1.3,172 dB)

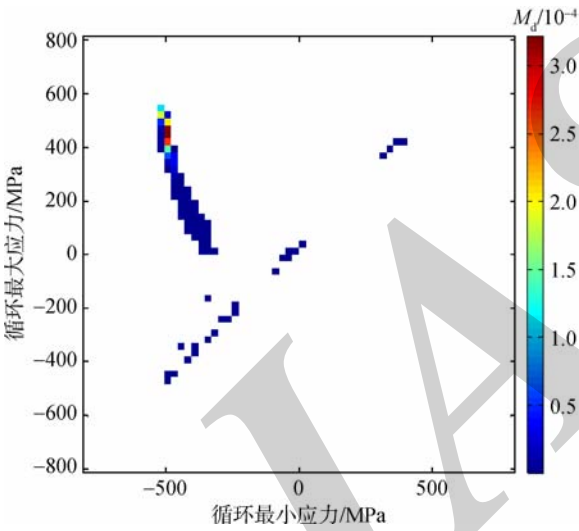


图 22 雨流损伤矩阵(1.0,172 dB)

Fig. 22 Rain flow damage matrix (1.0,172 dB)

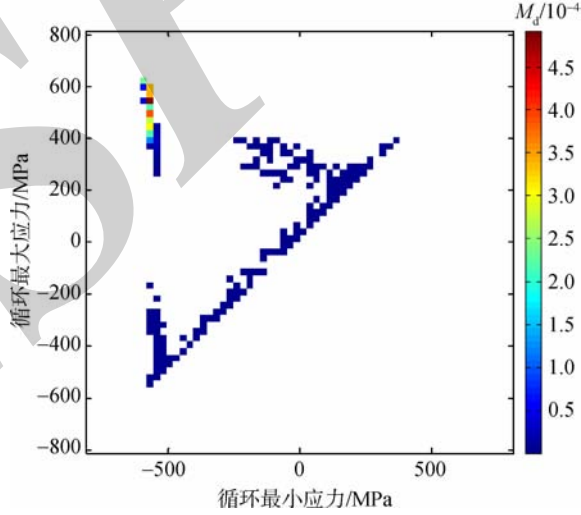


图 24 雨流损伤矩阵(1.3,172 dB)

Fig. 24 Rain flow damage matrix (1.3,172 dB)

响应表现为持续的跳变运动,应力循环块发散,但主要集中在左上角、左下角、右上角三个区域,如图 23 所示。

左上区域的应力循环块对应纯跳变运动,应力响应幅值大,均值绝对值小;右上区域的应力循环块对应围绕上凸平衡位置非线性随机振动,由于结构向上振动时结构所形成拉伸弯曲应力与压缩热应力叠加,应力循环均值较小;左下区域的应力循环块对应围绕下凹平衡位置非线性随机振动,由于结构向下振动时结构所形成的压缩弯曲应力与压缩热应力叠加,应力循环均值绝对值最大,如图 24 所示。

随温度持续增加, $s=1.6$ 时,热声载荷相当,应力响应表现为间歇跳变,应力循环块主要分布

在右上角与左下角两个区域,分别对应围绕结构上凸平衡位置和下凹平衡位置的振动,热应力的增加使得这两个区域的应力循环块所对应的均值绝对值增加,如图 25 所示。图 24 和图 26 表明,随温度增加,结构由持续跳变过渡到间歇跳变,应力响应均值对结构作用明显,应力循环块对结构的损伤程度增大。当 $s=1.8$ 时,热载荷较声载荷强,应力循环块主要分布在左下区域,由于结构应力响应围绕下凹平衡位置做线性随机振动,响应均值绝对值最大,幅值最小,应力循环块对结构的损伤程度减弱,如图 27 和图 28 所示。

采用本文提出的随机疲劳寿命预估模型,计算并分析了不同热声载荷组合下结构的疲劳寿命。图 29 给出结构疲劳寿命在 3 个不同声压级下

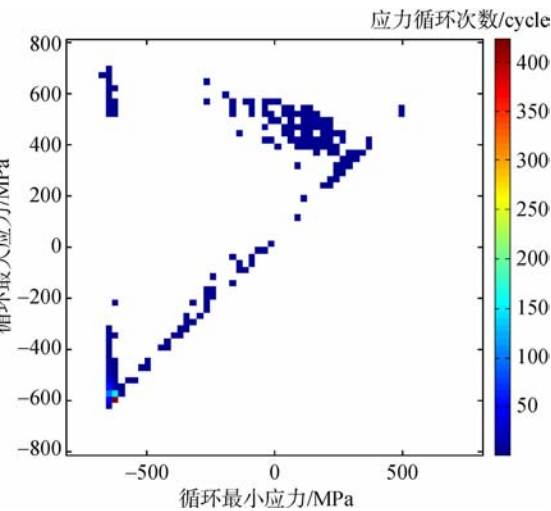


图 25 雨流循环矩阵(1.6,172 dB)
Fig. 25 Rain flow circulation matrix (1.6,172 dB)

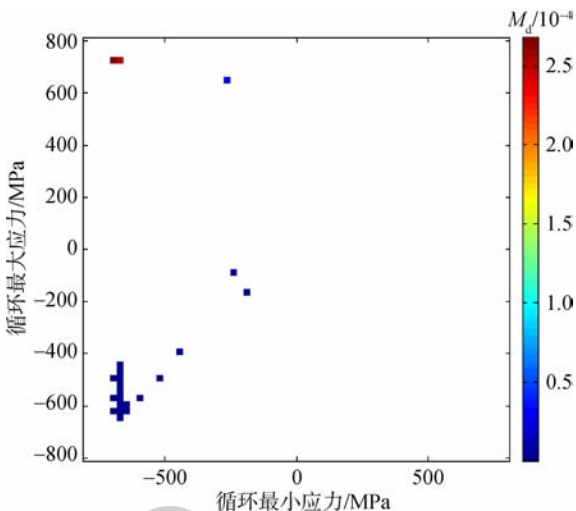


图 28 雨流损伤矩阵(1.8,172 dB)
Fig. 28 Rain flow damage matrix (1.8,172 dB)

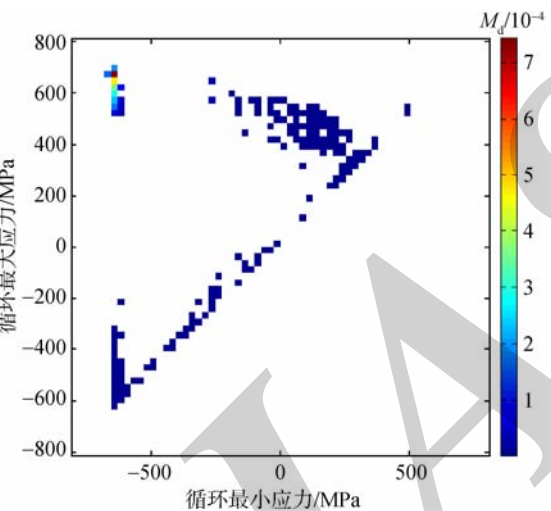


图 26 雨流损伤矩阵(1.6,172 dB)
Fig. 26 Rain flow damage matrix (1.6,172 dB)

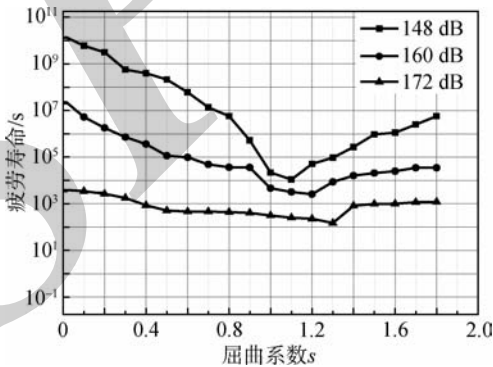


图 29 疲劳寿命随屈曲系数的变化趋势
Fig. 29 Fatigue life change with the buckling coefficient

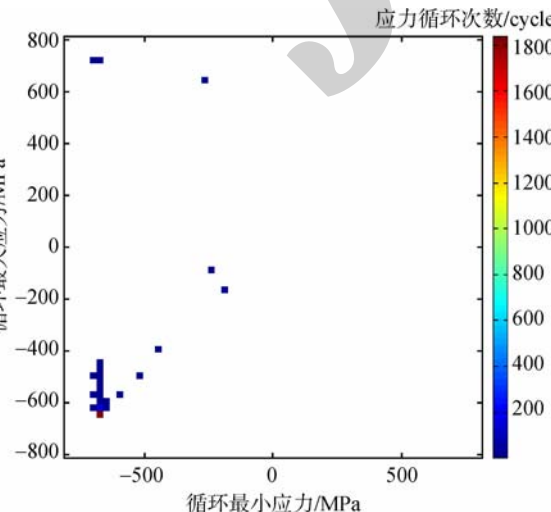


图 27 雨流循环矩阵(1.8,172 dB)
Fig. 27 Rain flow circulation matrix (1.8,172 dB)

随屈曲系数的变化规律。研究表明,定屈曲系数时,随声压级的增大,寿命降低;定声压级时,随屈曲系数的增加,寿命呈先降低后升高的趋势,并在屈曲后达到寿命的最小值,且最小值所对应的位置随声压级的增加而向右偏移。这是因为屈曲前结构处于软化区域,疲劳寿命降低,屈曲后结构处于硬化区域,疲劳寿命升高;由于声压级的增大导致跳变运动的范围扩大,使得寿命最小值向右移动。

3 试验验证

开展 GH188 板材试验件在热环境下的声激励试验。主要测量数据包含试验件中点的加速度响应结果和试验件长短边中点的单向应变值。通过对加速度响应结果的分析获得不同温度下试验件的第一阶响应频率,并与仿真计算的第一阶热模态频率进行对比,验证结构动力学响应的模态频率。通过对试验件粘贴应变片测取单向应变

值,并与仿真结果进行对比,验证薄壁结构热声响应计算方法与模型的有效性。

试验件实际几何尺寸以及应变片贴片的几何位置如图 30 所示,测取短边中点 x 向应变(# 1, # 3),长边中点 y 向应变(# 2, # 4),试验件现场安装位置与应变片粘贴位置如图 31 所示。试验件受载方式为单面受声双面受热,热载荷以稳态阶梯温升的形式加载到试验件上,温度范围为 50~500℃,如图 32 所示。声载荷在每个热状态下分别以 124~154 dB,间隔 3 dB 的有限带宽高斯白噪声加载到试验件上,频率带宽为 100~1250 Hz,频率间隔为 1 Hz。

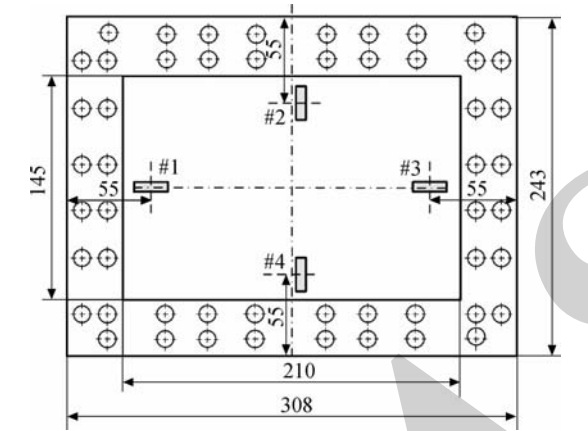


图 30 试验件实际尺寸以及具体的贴片位置(单位:mm)
Fig. 30 Actual size and exact patch location of test piece (unit:mm)



图 31 应变片位置以及试验件安装位置
Fig. 31 Strain gauge location and installation location of test piece

统计各个状态下不同贴片位置的加速度响应结果,获得试验件在不同温度下的第一阶响应频率(基频),如表 3 所示,并与仿真计算结果进行对比,结果表明仿真结果与试验结果具有一致性,如表 4 所示,验证了试验件基频随温度的变化特征,如图 33 所示。即屈曲前试验件基频随温度增加

而降低,试验件温度由 50℃ 增加到 100℃ 时,基频由 347 Hz 降低到 256 Hz;屈曲后试验件基频随温度升高而增大,试验件温度由 150℃ 增加到 250℃ 时,基频由 306 Hz 升高到 482 Hz。图 34 给出试验件在屈曲前测点 1 位置具有代表性的加速度响应频谱,图中 a 为加速度,用重力加速度 g 无量纲化。可以看出温度为 50℃,声压级为 151 dB 时,试验件的第一阶响应频率为 347 Hz。

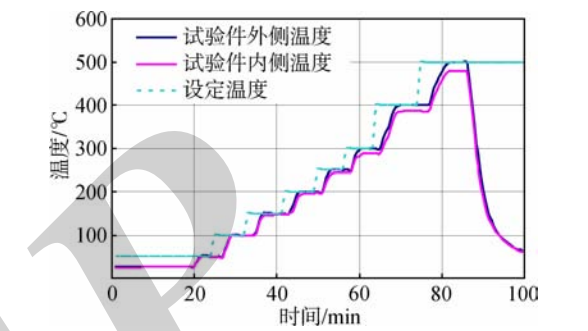


图 32 试验件表面温度时间历程
Fig. 32 Temperature time history on the surface of test piece

表 3 各测点位置应变响应的第一阶峰值频率
Table 3 The first order peak frequencies of strain response at different points

温度/ ℃	峰值频率/Hz				基频/ Hz
	测点 # 1	测点 # 2	测点 # 3	测点 # 4	
50	347	347	347	347	347
100	256	256	256	256	256
150	298/306	298/306	298/306	298/306	306
200	350	350	350	350	350
250	478/482	478/482	478/482	478/482	482

表 4 不同温度下结构的第一阶固有频率
Table 4 The first order natural frequency of structure at different temperatures

温度/℃	频率/Hz	
	试验值	计算值
50	347	347
100	256	257
150	306	307
200	350	350
250	482	481

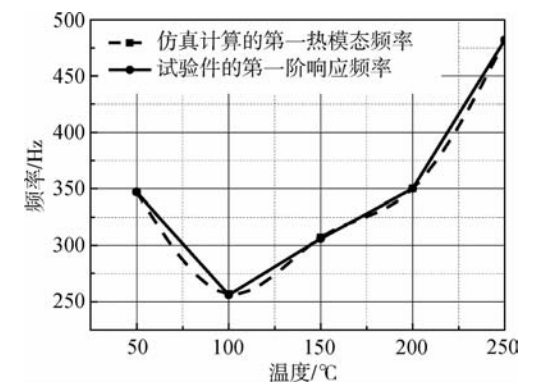


图 33 结构响应频率随温度的变化特征

Fig. 33 Characteristic of structure response frequency change with the temperature

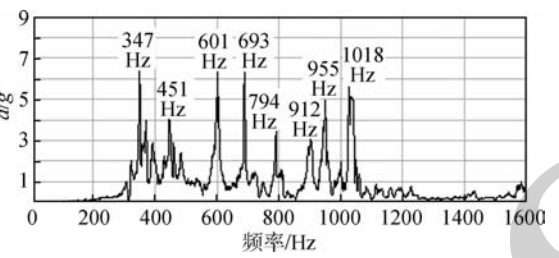


图 34 试验件中点的加速度频域响应结果

Fig. 34 Acceleration frequency domain response results on test piece midpoint

提取仿真计算中声压级为 151 dB 条件下结构长边中点和短边中点在基频处的应变结果,并与试验件在贴片位置所获得的单向应变结果进行对比,如表 5、表 6 所示。分析发现,仿真值与试验值均保持了在相同的数量级,数据吻合性很好。

温度为 50℃时,短边中点应变试验值和仿真值分别为 10.7×10^{-6} 和 9.5×10^{-6} ,长边中点的试验值与仿真值分别为 13.9×10^{-6} 和 12.1×10^{-6} ,这表明屈曲前结构处于线性响应阶段,试验

表 5 短边中点应变仿真值与试验值对比结果

Table 5 Comparison results of strain at the short edge midpoint between simulation value and experiment value

温度/℃	应变/ 10^{-6}	
	试验值	仿真值
50	10.7	9.5
100	15.1	20.5
150	16.6	24.5
200	12.1	14.4
250	14.7	16.3

表 6 长边中点应变仿真值与试验值对比结果

Table 6 Comparison results of strain at the long edge midpoint between simulation value and experiment value

温度/℃	应变/ 10^{-6}	
	试验值	仿真值
50	13.9	12.1
100	22.5	27.6
150	26.0	30.8
200	14.4	9.6
250	15.1	14.3

值与仿真值表现出高度的一致性。100℃时,短边中点试验值和仿真值分别为 15.1×10^{-6} 和 20.5×10^{-6} ,长边中点的试验值与仿真值分别为 22.5×10^{-6} 和 27.6×10^{-6} ,150℃时,短边中点试验值和仿真值分别为 16.6×10^{-6} 和 24.5×10^{-6} ,长边中点的试验值与仿真值分别为 26.0×10^{-6} 和 30.8×10^{-6} ,这表明屈曲后大挠度非线性响应使得结构处于非稳定的振动阶段,试验值和仿真值吻合度变弱,但是数量级一致。随屈曲后温度持续增加,在温度为 200℃与 250℃时,试验值与仿真值的吻合性再次加强。图 35 给出试验件在屈曲前测点 1 位置具有代表性的应变响应频谱,可以看出温度为 50℃,声压级为 151 dB 时,试验件在第一阶响应频率处的应变值为 10.7×10^{-6} 。

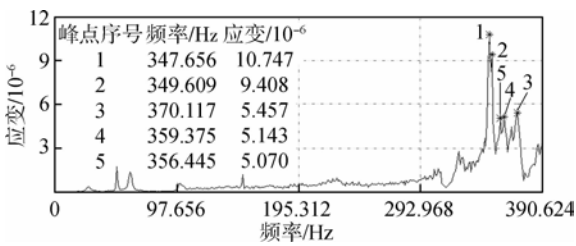


图 35 试验件应变频域响应结果

Fig. 35 Strain frequency domain result of test piece

结合屈曲与跳变的相关结论对表 5 中应变响应的试验值进行分析。温度为 50℃时试验件处于屈曲前,在声激励作用下试验件围绕初始平衡位置做线性随机振动,试验件长短边中点的应变响应较弱,且单向应变值分别为 10.7×10^{-6} 和 13.9×10^{-6} 。温度为 100、150℃时,试验件处于屈曲后,151 dB 时试验件已经开始跳变,应变响应值急剧增大,短边中点应变值增加到 $16.6\times$

10^{-6} ,长边中点应变值增加到 22.5×10^{-6} 。随温度持续增加到 200°C 时,热载荷较声载荷强,试验件围绕屈曲后的一个平衡位置做线性的随机振动,响应的幅值减小均值增大,但幅值对响应起主导,短边中点应变值减小到 12.1×10^{-6} ,长边中点应变值减小到 14.4×10^{-6} 。当温度增加到 250°C 时,响应的均值继续增大并对响应结果起主导,短边中点应变值增加到 14.7×10^{-6} ,长边中点应变值增加到 15.1×10^{-6} 。

通过仿真结果与试验结果的对比,结果表明模态频率吻合性很好,应变响应结果均保持相同的数量级,这验证了结构动力学响应模态信息的准确性以及薄壁结构热声响应计算方法与模型的有效性。

4 结 论

1) 热声载荷的相对强弱决定了屈曲后结构的跳变形式。声载荷较强时,结构围绕两个屈曲后的平衡位置做持续的跳变运动;热声载荷相当时,结构围绕两个平衡位置做间歇的跳变运动;热载荷较强时,结构围绕屈曲后的一个平衡位置做线性的随机振动。

2) 屈曲后的跳变运动形式决定了应力循环块的分布位置以及应力均值与幅值大小;当屈曲后的温度足够高时,结构跳变运动停止,围绕屈曲后一个平衡位置的线性随机振动降低结构的损伤程度。采用改进的雨流计数法对结构应力响应结果进行统计,估算结构在不同热声载荷组合下的疲劳寿命,结果表明,屈曲前结构处于软化区域,寿命随温度增加而降低,屈曲后结构处于硬化区域,寿命随温度增加而升高。

3) 开展试验件在热环境下的声激振试验,并将仿真计算结果与试验结果进行对比。结果表明,结构的模态频率保持一致,并且基频随温度增加都呈现出先降低后升高的趋势;动态应变响应结果的量值相当。验证了薄壁结构热声响应计算方法与模型的有效性,保证了热声疲劳寿命预估的可靠性。

参考文献:

[1] MEI C, DHAINAUT J M, DUAN B, et al. Nonlinear random response of composite panels in an elevated thermal environment[R]. AFRL-VA-WP-TR-2000-3049, 2000.

[2] SHA Y D, LI J Y, GAO Z J. Dynamic response of pre/post buckled thin-walled structure under thermo-acoustic loading[J]. Applied Mechanics and Materials, 2011, 80-81:

536-541.

[3] PRZEKOP A, RIZZI S A. Dynamic snap-through of thin-walled structures by a reduced-order method[J]. AIAA Journal, 2007, 45(10): 2510-2519.

[4] 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]. Applied Mechanics and Materials, 2011, 105-107: 876-881.

[5] 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 prediction of metallic thin-walled structures under thermo-acoustic excitation[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(10): 162-166. (in Chinese)

[6] 沙云东, 魏静, 高志军, 等. 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, et al. Nonlinear responses characteristics of thin-walled structures under thermo-acoustic loadings[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(6): 1336-1346. (in Chinese)

[7] CAUGHEY T K. Derivation and application of the FPK equation to discrete nonlinear dynamic systems to white random excitation[J]. Journal of the Acoustic Society of America, 1963, 35(11): 1683-1692.

[8] ROBERTS J B. Response of nonlinear mechanical systems to random excitation: Part I Markov methods[J]. Shock and Vibration Digest, 1981, 13(4): 17-28.

[9] CAUGHEY T K, MA F. The exact steady-state solution of a class of nonlinear stochastic systems[J]. International Journal of Nonlinear Mechanics, 1982, 17(3): 137-142.

[10] LIN Y K. Response of a nonlinear flat panel to periodic and randomly-varying loadings[J]. Aerospace Science, 1962, 29(9): 1029-1033.

[11] MEI C, WENTZK R. Analytical and experimental nonlinear response of rectangular panels to acoustic excitation [R]. AIAA 82-0733, 1982.

[12] MEI C, CHEN R R. Finite element nonlinear random response of composite panels of arbitrary shape to acoustic and thermal loads[R]. Norfolk, US: Old Dominion University, WL-TR-1997-3085, 1997.

[13] DHAINAUT J M, MEI C, SPOTTSWOOD S M, et al. Sonic fatigue design and nonlinear panel response to flight nonwhite pressure fluctuations [R]. AIAA-2002-1635, 2002.

[14] DHAINAUT J M, GUO X, MEI C, et al. Nonlinear random response of panels in an elevated thermal-acoustic environment[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 683-691.

[15] LUKAS P, KUNZ L. Effect of mean stress on cyclic stress-strain response and high cycle fatigue life[J]. International Journal of Fatigue, 1989, 11(1): 55-58.

[16] CHILAKAMARRI K B, LEE J. Thermal-acoustic fatigue damage accumulation model of random snap-throughs [C]// Proceeding of 8th ASCE Specialty Conference on

Probabilistic Mechanics and Structural Reliability. [S. l.]: The American Society of Civil Engineering, 2000:1-6.

[17] PRZEKOP A, RIZZI S A, SWEITZER K A. An investigation of high-cycle fatigue models for metallic structures exhibiting snap-through response[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(9):1579-1598.

[18] 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):295-302.

CAO Maoguo, LI Lin. Estimation of response power spectrum of panel structure under acoustic loads[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3):295-302. (in Chinese)

[19] 金奕山, 李琳. 随机振动载荷作用下结构 Von Mises 应力过程的研究[J]. 应用力学学报, 2004, 21(3):13-16.

JIN Yishan, LI Lin. Probability density function of Von Mises stress for structures undergoing random excitations [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2004, 21(3): 13-16. (in Chinese)

[20] 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)

[21] 贺尔铭, 胡亚琪, 张钊, 等. FGM 板三维层合模型及热-噪声载荷下的动态响应研究[J]. 航空学报, 2013, 34(6): 1293-1300.

HE Erming, HU Yaqi, ZHANG Zhao, et al 3-D laminated model and dynamic response analysis of FGM panels in thermal-acoustic environments[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(6):1293-1300. (in Chinese)

[22] 郭小鹏, 沙云东, 柏树生, 等. 基于雨流计数法和功率谱密度法的随机声疲劳应用研究[J]. 航空发动机, 2010, 36(5):27-31.

GUO Xiaopeng, SHA Yundong, BAI Shusheng, et al. Application study of the random sonic acoustic fatigue based on the rain-flow counting and power spectrum density[J]. Aeroengine, 2010, 36(5):27-31. (in Chinese)

[23] 何福保, 沈亚鹏. 板壳理论[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1993.

(编辑:陈 越)