

热流环境下薄壁结构随机振动响应 计算与疲劳分析

沙云东, 艾思泽, 张家铭, 姜卓群, 赵奉同
(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)

摘 要: 针对高速热流环境下薄壁结构随机振动应力响应变化规律与疲劳失效问题,进行了数值仿真计算与高温随机振动试验。通过对比仿真计算结果与试验结果发现模态误差小于 2.8%,应力响应误差小于 4%。结构疲劳失效时间误差小于 3430 s,验证了此仿真方法的可用性与准确性。使用该数值仿真方法,基于耦合的 FEM/BEM(有限元/边界元)理论,通过 Fluent 软件模拟高速热流环境,实现了高速热流环境下薄壁结构随机振动应力响应的计算。获取了薄壁结构在不同振动量级与热流环境影响下动力学响应与疲劳失效时间。分析不同环境温度各流速下结构热随机振动应力响应及疲劳失效时间变化规律,并阐述造成这种变化的原因。完成的工作可对高速热流环境下薄壁结构热随机振动疲劳失效时间预估提供参考依据。

关 键 词: 热流环境; 薄壁结构; 随机振动; 疲劳失效; 试验验证

中图分类号: V214.4 **文献标志码:** A

Random vibration response calculation and fatigue analysis of thin-walled structures under heat flux environment

SHA Yundong, AI Size, ZHANG Jiaming,
JIANG Zhuoqun, ZHAO Fengtong
(Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technique for Aviation
Propulsion System, Liaoning Province, School of Aero-engine,
Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: For the problem of random vibration stress response variation law and fatigue failure time of thin-walled structures under high-speed heat flux environment, numerical simulation calculations and high temperature random vibration tests were carried out. By comparing the simulation results with the experimental results, the modal error was less than 2.8% and the stress response error was less than 4%. The structural fatigue failure time error was less than 3430 s, verifying the reliability of the numerical simulation. Based on the coupled FEM/BEM (finite element method/boundary element method) theoretical, the Fluent software was used to simulate the high-speed heat flux environment, and the calculation of the random vibration stress response of the thin-walled structure under high-speed heat flux environment was realized. The dynamics response and fatigue failure time of thin-walled structures under different vibration magnitudes and heat flux environments were

收稿日期: 2019-12-03
基金项目: 辽宁省“兴辽英才计划”项目(XLYC1802086); 共用技术(G-ZB0022017)
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,艾思泽,张家铭,等. 热流环境下薄壁结构随机振动响应计算与疲劳分析[J]. 航空动力学报,2020,35(7):1402-1412. SHA Yundong, AI Size, ZHANG Jiaming, et al. Random vibration response calculation and fatigue analysis of thin-walled structures under heat flux environment[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1402-1412.

obtained. The variation law of structural thermal random vibration stress response and fatigue failure time under different environment temperatures and flux rates was analyzed, and the reasons for these changes were explained. The work completed can provide a reference for the estimation of thermal random vibration fatigue failure time of thin-walled structures under high-speed heat flux environment.

Key words: heat flux environment; thin-walled structure; random vibration; fatigue failure; experimental verification

现代航空发动机由于工作需要长时间处于高速热流环境中,薄壁结构承受着高速热流所产生的各种载荷耦合引起的随机振动的作用。当各种复杂载荷耦合产生的随机激励与结构固有频率吻合时,结构就会发生共振现象。由于高速热流冲击所产生的随机激励覆盖频带很宽,导致结构因长期处于共振状态而在应力集中部位产生裂纹,使结构发生疲劳失效现象,使用寿命降低。由于热流环境复杂,难以实测,致使高速热流环境下薄壁结构随机振动疲劳失效问题难以解决。针对这一现象,迫切需要一种有效的高速热流冲击环境下薄壁结构随机振动应力响应及疲劳失效研究方法。

目前,国内外很多专家已对高温随机振动载荷下薄壁结构动力学响应问题进行理论分析与数值仿真计算。国外 Vaicaitis 等^[1-2]使用 Galerkin 法结合 Monte Carlo 法对随机激励作用下金属材料非线性响应问题进行了研究。提出了在各阶段应考虑空气动力、声学、热负载以及金属板与各载荷之间的相互作用。Stephens^[3]使用有限元法建立了某型卫星数值分析模型,并对其进行了随机动态响应分析,但缺乏相应的试验验证。Kehoe 和 Snyder^[4-5]使用激光测振仪测量了 245 ℃ 环境下铝板结构的热结构模态频率与模态振型。Lee^[6-7]使用 EL(等效线性化)法对平板进行了热屈曲非线性动力学响应计算,对热屈曲板的位移和应变进行了统计分析。Schneider 等^[8]结合热疲劳试验,完成了均匀温度环境下矩形板刚度变化研究,并分析了飞机加肋薄壁结构在热载荷与随机声载荷作用下对疲劳寿命的影响。Przekop 等^[9]根据雨流计数法,通过各种累积损伤模型预估了热载荷与声激励下固支梁的高周疲劳寿命。该方法计算较为繁琐,计算效率不是很理想。Ng 与 Clevenson^[10]针对高温环境中随机声振激励下铝板振动响应进行测试研究。美国国家航空航天局(NASA)^[11]圣地亚国家实验室进行了对振动试验采用虚拟环境的优化技术研究,开发一种新

型振动测试仿真工具,将仿真与试验结合,可在振动测试之前研究不同控制参数的影响。

国内对随机振动领域的研究虽然起步较晚,但近年来也取得了一定的成果。王琰和郭丁文^[12]进行了叶片的随机振动载荷与声载荷试验,总结出在相同应力条件下,叶片随机振动寿命低于声载荷下疲劳寿命。韩增尧等^[13]采用统计能量分析与有限元相结合的方法,建立某卫星的仿真模型,分析随机振动响应,并进行了试验验证。吴大方、沙云东等^[14-16]对高超声速飞行器的翼面结构进行了高温热模态试验,并建立热随机振动(简称为热振)联合试验系统进行热振特性试验研究,但缺乏对结构热振响应特性的仿真与试验研究。沙云东、过玉卿等^[17-19]采用耦合的有限元/边界元法对火焰筒薄壁结构非线性动力学响应特性进行了分析,并使用概率密度法和功率谱密度法对薄壁结构高温随机振动进行了响应分析以及疲劳失效时间预估。

本文将数值仿真模拟与热振疲劳试验相结合,使用有限体积法进行流体域计算,有限元法进行结构静力学分析。根据耦合的 FEM/BEM 理论使声场与结构进行耦合求解,通过声场对结构的振动得出结构声压响应频率响应函数,并对声压响应函数进行随机振动功率谱转换。将随机功率谱密度(PSD)加载在结构上进行随机振动响应计算。根据高温随机振动作用下应力响应结果采用改进的雨流计数法^[20]与 Morrow 平均应力模型,结合 Miner 线性累积损伤理论对此薄壁结构板进行疲劳寿命数据统计预估分析。通过试验结果验证了仿真计算分析方法的可靠性与可用性,并应用该仿真模型及方法进行不同高速热流环境下,薄壁结构板的热振响应及疲劳失效时间预估,探究其影响因素,为航空发动机薄壁结构高速热流作用下随机振动疲劳失效问题提供了有效的计算方法,对航空发动机薄壁结构强度与可靠性设计提供参考。

1 理论方法

1.1 薄壁结构板控制方程

薄壁结构板随机振动方程为

$$\rho h \frac{\partial^2 W(x,y,t)}{\partial t^2} + c \frac{\partial W(x,y,t)}{\partial t} + D_n \nabla^4 W(x,y,t) = \Gamma(x,y) X(t) \quad (1)$$

式中 $\nabla^4 = \frac{\partial^4}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4}{\partial y^4}$ 为双重调和算子; ρ 为板的密度; h 表示板厚; $W(x,y,t)$ 为板的横向位移; c 为板的黏性阻尼系数; $D_n = \frac{Eh^3}{12}(1-\mu^2)$, D_n 为板的弯曲刚度, μ 为泊松比; E 为弹性模量; $X(t)$ 为高斯平稳随机过程, Γ 为相干函数。

考虑阻尼对薄壁结构响应的影响,推出模态坐标控制方程为

$$\ddot{d}_n + 2\zeta_n \omega_n \dot{d}_n + \omega_n^2 d_n = \frac{\Phi_n^T F}{M_n} \quad (2)$$

式中 d_n 为模态位移; M_n 为模态质量; ζ_n 为阻尼系数系数, ω 表示基频, Φ 表示法向振型, F 表示合外力。可推出薄壁结构响应函数为

$$(H_s)_n = \frac{1}{M_n(\omega_n^2 - \omega^2 + 2i\zeta_n \omega_n \omega)} \quad (3)$$

将式中模态载荷向量代入温度载荷与声激励载荷,得出控制方程为

$$H_s d = \Phi^T F_p + \Phi^T F_e \quad (4)$$

式中 F_p 表示声压载荷, F_e 表示热载荷。

1.2 薄壁结构板 FEM/BEM 耦合理论

对于薄壁结构板耦合迭代求解考虑结构热传导的气动加热计算,气动加热耦合方程为

$$q_a = \alpha(\theta_e - \theta_w) - \epsilon \sigma \theta_w^4 \quad (5)$$

式中 q_a 为气动加热热流密度, α 为表面传热系数, θ_e 为边界层外缘的流体温度, θ_w 为绕流物体壁面温度, ϵ 为热辐射系数, σ 为玻耳兹曼常数。根据热固耦合和流固耦合数值计算理论,能量方程如下:

$$U_e = \frac{1}{2} \int_{V_e} \epsilon_e^T D_e \epsilon_e dV = \frac{1}{2} \int_{V_e} (\epsilon - \epsilon_i)^T D_e (\epsilon - \epsilon_i)_e dV \quad (6)$$

式中 U_e 为单元弹性能; ϵ_e 为弹性应变矩阵; ϵ 为总应变矩阵; ϵ_i 为热应变矩阵; D_e 为单元弹性矩阵, V 为位移分量, V_e 为单元弹性能位移分量。对结构 FEM/BEM 通过频域进行谱密度耦合,耦合的 FEM/BEM 结构动力学控制方程为

$$C(\omega) S_r(\omega) = S_{in}(\omega) \quad (7)$$

式中 $C(\omega)$ 为全耦合矩阵, $S_r(\omega)$ 为结构动应力响

应 PSD 函数, $S_{in}(\omega)$ 为外部激励 PSD 函数。

1.3 疲劳失效时间预估理论

结合 Morrow 平均应力模型与 Miner 线性累积损伤理论对薄壁结构进行寿命估算。Miner 理论认为,在小于屈服极限的循环应力作为线性累加式疲劳损伤,当损伤累加到某数值时,结构出现疲劳破坏现象,可表示为

$$D = \sum_i \frac{n_i}{N_f(\sigma_{ai})} \quad (8)$$

式中 σ_{ai} 为第 i 个应力结构响应的极值, N_f 为第 i 个应力结构的损伤寿命, n_i 为该极值下结构的循环次数。改写成应力极值和循环应力形式:

$$E(D) = E(P) T_p \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{p(\sigma_a, \sigma_m)}{N_f(\sigma_a, \sigma_m)} d\sigma_a d\sigma_m \quad (9)$$

式中 N_f 是由所选平均应力模型决定的 (σ_a, σ_m) 函数。 $E(P)$ 表示单位时间内应力响应峰值期望, T_p 表示应力响应时间长度, σ_a 表示最小应力幅值, σ_m 表示最大应力幅值。本文采用 Morrow 平均应力模型,表示为

$$S_{ar} = \frac{S_a}{1 - S_m/\sigma'_f} \quad (10)$$

式中 S_a 为循环应力幅值, S_m 为循环应力均值, σ'_f 为疲劳强度。 (σ_a, σ_m) 函数应用雨流循环计数法:

$$\int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} p(\sigma_a, \sigma_m) d\sigma_a d\sigma_m = \frac{1}{N_r} \sum_{r=-\infty}^{\infty} \sum_{r=-\infty}^{\infty} M_r(\sigma_a, \sigma_m) \quad (11)$$

式中 N_r 为雨流循环次数, M_r 为雨流循环矩阵。有限时间间隔 T_r 下,损伤程度期望 $E(D)$ 为

$$E(D) = \frac{T_f}{T_r} \sum_{r=-\infty}^{\infty} \sum_{r=-\infty}^{\infty} \frac{M_r(\sigma_{\min}, \sigma_{\max})}{N_f(\sigma_{\min}, \sigma_{\max})} = \frac{T_f}{T_r} \sum_{r=-\infty}^{\infty} \sum_{r=-\infty}^{\infty} D_r(\sigma_{\min}, \sigma_{\max}) \quad (12)$$

式中 $D_r(\sigma_{\min}, \sigma_{\max})$ 为雨流损伤矩阵。当损伤程度期望 $E(D)=1$ 时,推导出中值疲劳寿命为

$$T_f = \frac{T_r}{\sum_{r=-\infty}^{\infty} \sum_{r=-\infty}^{\infty} D_r(\sigma_{\min}, \sigma_{\max})} \quad (13)$$

2 数值仿真与热振试验验证

热振数值仿真计算与试验中参考《发动机叶片及材料振动疲劳试验方法》^[21]的试件为研究对象,板厚为 1.5 mm,几何尺寸如图 1 所示,试验件采用 GH188 材料属性如表 1 所示。 θ 为环境温度, γ 为热膨胀系数, κ 为导热系数。这种较为复

杂的薄壁板由于结构本身尺寸不同,在相对较窄的部分容易产生应力集中现象,对发动机传热部件疲劳失效问题具有参考价值。

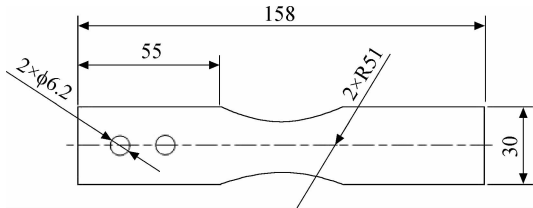


图 1 模拟件结构示意图(单位:mm)
Fig. 1 Geometry model of simulator structure
(unit:mm)

表 1 不同环境温度下 GH188 材料参数
Table 1 Material parameters of GH188 under
different environment temperatures

$\theta/^\circ\text{C}$	E/GPa	μ	$\gamma/10^{-6}$ $^\circ\text{C}^{-1}$	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	$\kappa/(\text{W}/(\text{m}\cdot^\circ\text{C}))$
150	199	0.307	12.2	9 090	16.2
300	184	0.313	12.9	9 090	18.5
450	170	0.320	13.7	9 090	20.1
600	156	0.326	14.4	9 090	27.1

2.1 热振数值仿真计算

薄壁结构热振数值仿真计算过程中采用根部完全固支约束,施加垂直于结构方向随机振动载荷,均布温度场温度为 450℃,参考温度为 25℃;为探究不同振动量级(a)对结构疲劳寿命的影响特性,取随机振动载荷为 2.0g~4.0g,以 PSD(记为 D_{ps})形式加载,不同振动量级对应 PSD 如表 2 所示。

表 2 振动量级对应的 PSD 值
Table 2 PSD of vibration magnitude

a/g	$(D_{\text{ps}}/g^2)/\text{Hz}$
2.0	0.159 3
2.4	0.229 4
2.8	0.312 3
3.2	0.407 9
4.0	0.637 4

薄壁结构在 25℃与 450℃下,前 6 阶热结构模态频率如表 3 所示。由表中数值可知,由于未到屈曲温度,随环境温度升高,结构刚度有所下降,结构模态频率降低。因此,加载频率范围为

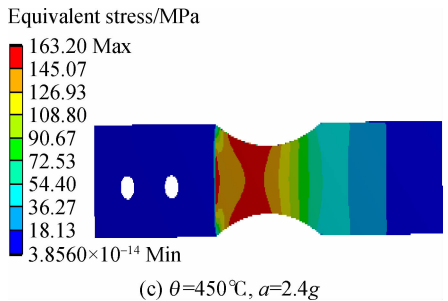
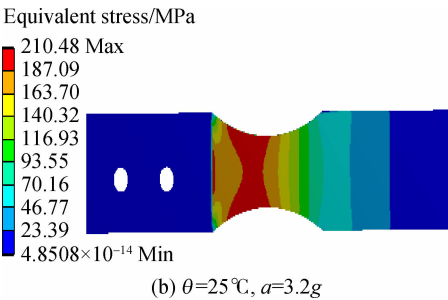
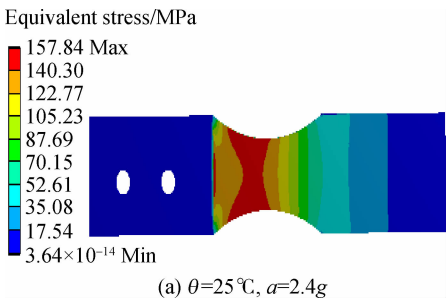
50~2 500 Hz。

图 2 为薄壁结构分别在 25℃与 450℃温度环境中 2.4g 和 3.2g 振动量级下等效应力云图。由图 2 可知不同环境温度与振动量级下结构危险点均在根部与颈部,颈部危险点范围大于根部,故颈部更容易发生疲劳失效现象。随机振动对结构应力响应影响比温度大得多。

图 3 为 450℃环境温度下不同振动量级结构各方向应力响应,可以看出结构 x 方向动应力响应高出 y 方向应力响应 3~4 个量级,高出 z 方向 5~6 个量级,且高于结构等效应力,故本文重点分析薄壁结构轴向动应力变化规律及其对结构疲劳失效的影响。

表 3 薄壁结构前 6 阶热模态频率
Table 3 The first six thermal modal frequencies of
thin-walled structures

$\theta/^\circ\text{C}$	模态频率/Hz					
	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶	5 阶	6 阶
25	94.61	676.8	686.4	1261	1998	2 646
450	85.21	605.2	617.4	1 133	1 798	2 365



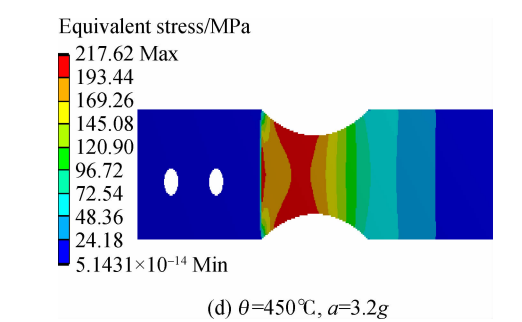


图 2 在不同工况下等效应力响应

Fig. 2 Equivalent stress response under different conditions

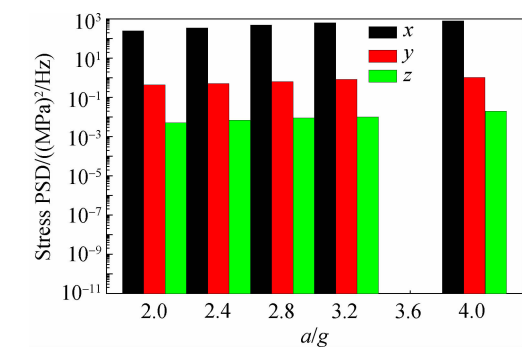


图 3 在 450℃ 不同振动量级下不同方向应力 PSD

Fig. 3 Stress PSD in different directions of different vibration magnitudes under 450℃

通过数值仿真计算所得 25℃ 和 450℃ 环境中薄壁结构板不同振动量级下应力响应如图 4 所示。由图 4(a) 可知相同环境温度不同振动量级下, 结构应力响应曲线峰值发生于同一频率处, 且随振动量级增加频率峰值增大, 不同振动量级下响应曲线变化规律相同。由图 4(b) 可知不同环境温度下, 结构应力响应曲线变化规律有所差异, 且随环境温度升高峰值位置向左偏移, 这是由于峰值位置均在结构基频处, 且未到屈曲温度, 随环境温度升高结构频率下降。由图 4 可知, 结构的第 1 阶应力响应比第 2 阶高 3~4 个量级, 且后续几阶模态下响应量级越来越小, 因此本文主要分析 1 阶

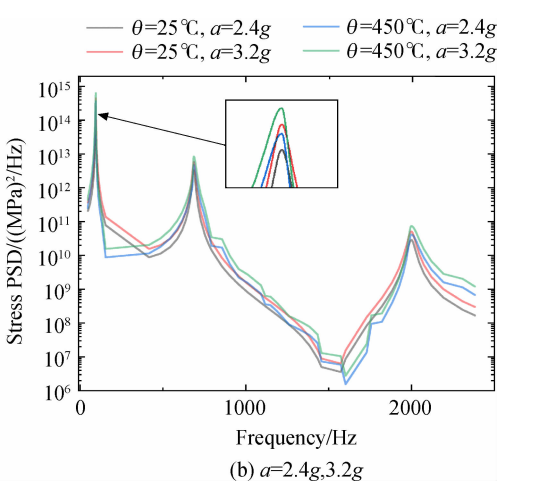
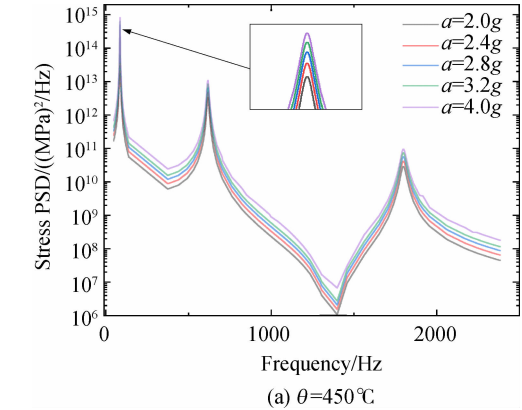


图 4 薄壁结构危险位置在不同环境温度和不同振动量级下 x 方向应力 PSD

Fig. 4 x -stress PSD of the dangerous position under different environment temperatures and different vibration magnitudes

模态处的响应规律及其对结构疲劳寿命的影响。详细数据见表 4。

使用计算所得应力功率谱密度(应力 PSD)通过改进的雨流计数法对薄壁结构进行疲劳失效预估, 得出 25℃ 以及 450℃ 环境中不同振动量级下结构疲劳失效时间如表 5 所示。可知在低振动量级下, 即使环境温度很高, 结构也有很长的使用时间, 但随振动量级增加, 结构寿命显著下降。

2.2 热振试验验证

为验证本文所用仿真方法计算应力响应与疲劳失效时间准确性, 针对此薄壁结构板进行高温随机振动疲劳试验。试验设备如图 5 所示。本次试验中试验件尺寸、材料和加载方式与仿真计算保持一致。试验件使用六角螺栓实现根部完全固支约束。使用石英灯管加载均布温度场。通过振动台施加与仿真计算相同量级的随机振动载荷。

表 4 薄壁结构在不同工况下轴向应力

Table 4 Axial stress of thin-walled structure under different conditions

a/g	$\theta/^\circ\text{C}$	轴向应力/MPa
2.0	450	145.64
2.4	450	174.77
2.8	450	203.92
3.2	450	233.05
4.0	450	277.63
2.4	25	163.95
3.2	25	218.62

表 5 薄壁结构在不同工况下疲劳寿命

Table 5 Fatigue time of thin-walled structure under different conditions

a/g	$\theta/^{\circ}\text{C}$	疲劳时间/s
2.0	450	285 218
2.4	450	70 596
2.8	450	53 005
3.2	450	16 561
4.0	450	13 920
2.4	25	104 001
3.2	25	48 511

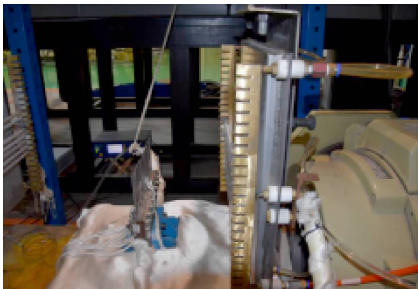


图 5 试验设备

Fig. 5 Test equipment

在试验件颈部焊接应变计监测各工况下薄壁结构危险点位置振动应力,试验件夹装方式与焊接应变计位置如图 6 所示。选用 BAB350-5AA250 (11)-150 型中温自补偿应变计,可自动修正热输出,使试验测试应力结果误差更小。

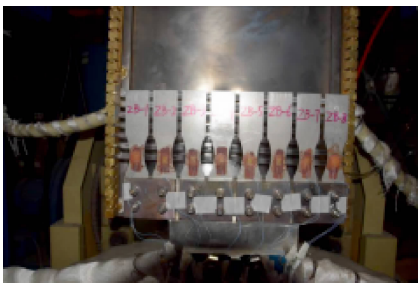


图 6 试验件夹装方式与焊接应变计位置

Fig. 6 Clamping and measuring of test pieces

热振试验所测结果具有一定的随机性。因此在相同温度环境与振动量级下对多个试验件同时进行试验,对各试验件应力结果进行统计,保证试验结果可靠性。独立测量每个试验件的频率、温度、应力响应以及失效时间统计结果如表 6 所示。试验数据使用 LMS 数据采集系统进行采集和

汇总。

通过试验结果发现,薄壁结构发生疲劳破坏部位为颈部危险点位置,如图 7 所示,与仿真计算出的危险点位置完全一致,验证了仿真所得结构危险点位置的可靠性。

仿真与试验对比数据如表 7 所示,对比仿真计算与试验测试应力响应和疲劳失效时间平均结果可知,结构基频误差小于 2.8%;应力响应误差小于 4%;疲劳失效时间误差小于 3 430 s,符合工程精度要求标准。验证了此仿真计算方法的可靠性。

表 6 试验件的频率、环境温度、应力响应以及失效时间统计

Table 6 Static results of frequency,environment temperature, stress response and fatigue time of test pieces

a/g	$\theta/^{\circ}\text{C}$	轴向 应力/MPa	疲劳 时间/s	1 阶 频率/Hz
2.00	450	151.44	283 053	82.916
2.40	450	190.03	70 960	84.90
2.80	450	208.13	57 680	83.625
3.20	450	223.95	22 331	84.374
4.00	450	270.24	15 968	82.625
2.40	常温	173.39	106 750	89.48
3.20	常温	214.34	42 273	88.86

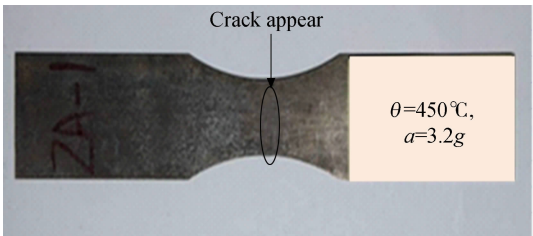


图 7 试验件破坏位置($\theta=450^{\circ}\text{C}$, $a=3.2\text{g}$)

Fig. 7 Destruction position of test piece
($\theta=450^{\circ}\text{C}$, $a=3.2\text{g}$)

表 7 仿真与试验对比数据

Table 7 Comparison of simulation and experimental data

验证 方式	a/g	$\theta/^{\circ}\text{C}$	轴向 应力/MPa	疲劳 时间/s	1 阶 频率/Hz
仿真-1	2.4	25	163.95	104 001	94.60
试验-1	2.4	25	173.39	106 750	89.48
仿真-2	2.4	450	174.77	70 596	85.21
试验-2	2.4	450	190.03	70 960	84.90

3 热流环境下热振响应与疲劳失效分析

通过文中第 2.1 节中描述的仿真计算方法,对难以实测的热流冲击环境下薄壁结构进行响应分析及失效预估。考虑航空发动机真实工作环境,分别对 $\theta=150,300,450\text{ }^{\circ}\text{C}$,流速 $v=100,120,140\text{ m/s}$ 下气流环境中薄壁结构板热振响应与疲劳失效进行仿真计算。气流环境采用 Fluent 软件进行仿真模拟,进气方式如图 8 所示。此高速热气流加载方式与前文温度场加载方式均为结构施加热载荷,通过高速热气流加载方式对结构进行加载为非均布温度加载,且考虑气动力对结构的影响,对比上文均布温度场,对结构加载热载荷形式更符合真实工况。并取如表 2 所示 $2.0g\sim 4.0g$ 量级随机振动载荷,以 PSD 形式对结构加载。

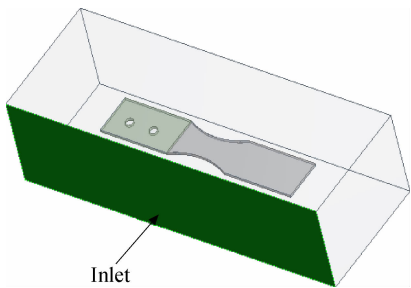


图 8 Fluent 进气位置
Fig. 8 Fluent inlet position

薄壁结构在高速气流的作用下受气流冲击应力影响如图 9 所示,由云图可知,气流冲击应力在薄壁结构靠近入口端最大,其次是靠近出口端以及尺寸相对较小的颈部,呈从边缘向中心扩散趋势,气流流速对冲击应力影响剧烈,流速增大 40 m/s ,冲击应力从 $2\,711\text{ Pa}$ 增至 $5\,344\text{ Pa}$,增大 1 倍。不同环境温度下结构气流冲击应力大小与分

布规律完全相同,故气流冲击应力只与气流流速有关,与气流温度无关。

不同环境温度、不同流速热气流作用下结构温度分布云图如图 10 所示,可知不同环境温度相同流速下结构温度变化规律相同,均是靠近入口端温度最高,薄壁板中间尺寸相对较小部分温度最低。温度以边缘向中心扩散方式传递,随气流流速增加结构温度增大,相对低温范围减少。气流温度越高,结构温度范围随流速影响越大, $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 100 m/s 气流作用下结构表面温差为 $3\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右; $450\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 100 m/s 气流作用下结构表面温差为 $9\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右。

薄壁结构分别在 $150,300,450\text{ }^{\circ}\text{C}$ 不同流速热气流下,不同振动量级振动响应如图 11 所示。可知不同流速下结构轴向应力响应变化规律相同,相同振动量级下随流速增加应力有小幅增大,且环境温度越低,流速对结构应力影响越大。

各工况下详细应力数据如表 8 所示。可知在 $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 环境温度下, 100 m/s 流速热流下振动量级从 $2.0g$ 升至 $4.0g$,薄壁结构热振危险点位置轴向动应力响应从 118.63 MPa 上升至 237.29 MPa 。 $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $2.0g$ 振动量级下热流流速从 100 m/s 升至 140 m/s ,薄壁结构危险点位置轴向动应力响应从 118.63 MPa 升至 119.41 MPa 。 $2.0g$ 振动量级、 100 m/s 流速下,环境温度从 $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 升至 $450\text{ }^{\circ}\text{C}$,结构危险点位置轴向动应力响应从 118.63 MPa 升至 145.82 MPa 。对比分析可知,随机振动载荷对薄壁结构应力影响最大,其次为热载荷,流速对结构应力响应影响最小。且随环境温度升高,流速对结构应力响应影响效果越来越小,而随机振动对结构应力响应影响效果越来越大。

不同环境温度、不同流速气流作用下,薄壁结构在不同振动量级随机振动危险点位置轴向动应力如图 12 所示。以 $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $2.0g$ 振动量级为例,流速从 100 m/s 上升至 140 m/s ,结构轴向应力响

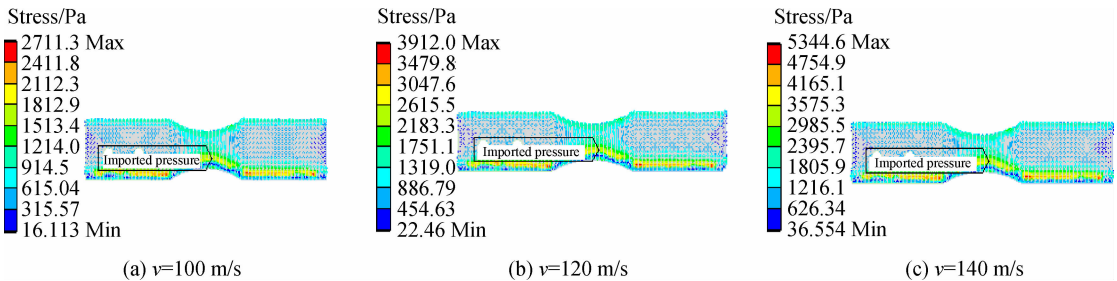


图 9 高速气流下薄壁结构应力云图
Fig. 9 Structure stress cloud diagram of thin-walled structure under high speed flux

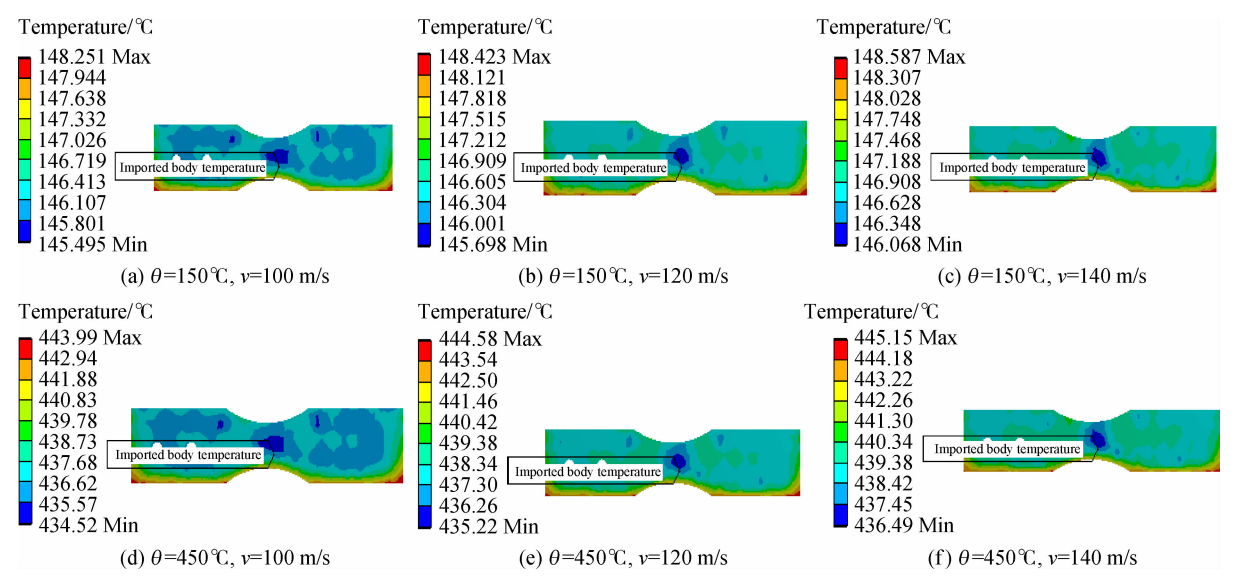


图 10 高速气流下薄壁结构在不同环境温度下结构温度云图

Fig. 10 Structure temperature cloud diagram of thin-walled structure under high speed flux and different environment temperatures

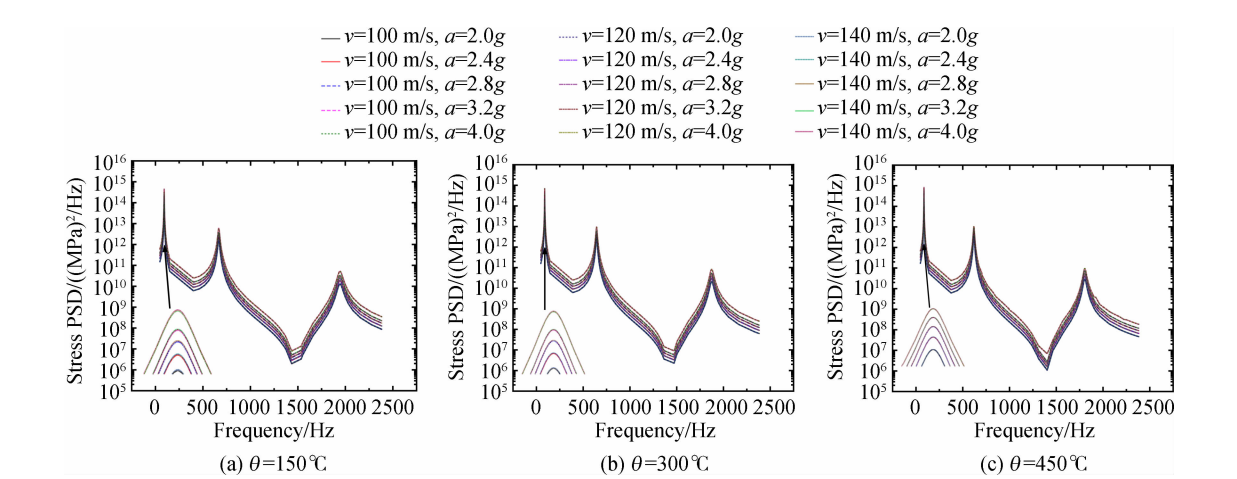


图 11 高速气流下薄壁结构在不同振动量级及环境温度下 x 方向应力 PSD

Fig. 11 x -stress PSD of thin-walled structure under high speed flux, different vibration magnitudes and different environment temperatures

表 8 薄壁结构在不同工况下轴向应力

轴向应力/MPa									
a/g	$\theta=150^\circ\text{C}$			$\theta=300^\circ\text{C}$			$\theta=450^\circ\text{C}$		
	$v=100\text{ m/s}$	$v=120\text{ m/s}$	$v=140\text{ m/s}$	$v=100\text{ m/s}$	$v=120\text{ m/s}$	$v=140\text{ m/s}$	$v=100\text{ m/s}$	$v=120\text{ m/s}$	$v=140\text{ m/s}$
2.0	118.63	119.01	119.41	133.95	134.19	134.46	145.82	145.89	146.00
2.4	142.35	142.82	143.29	160.74	161.03	161.35	174.98	175.07	175.20
2.8	166.10	166.64	167.19	187.55	187.89	188.26	204.17	204.27	204.42
3.2	189.82	190.44	191.08	214.34	214.73	215.16	233.33	233.45	233.62
4.0	237.29	238.06	238.86	267.93	268.42	268.96	277.97	278.08	278.26

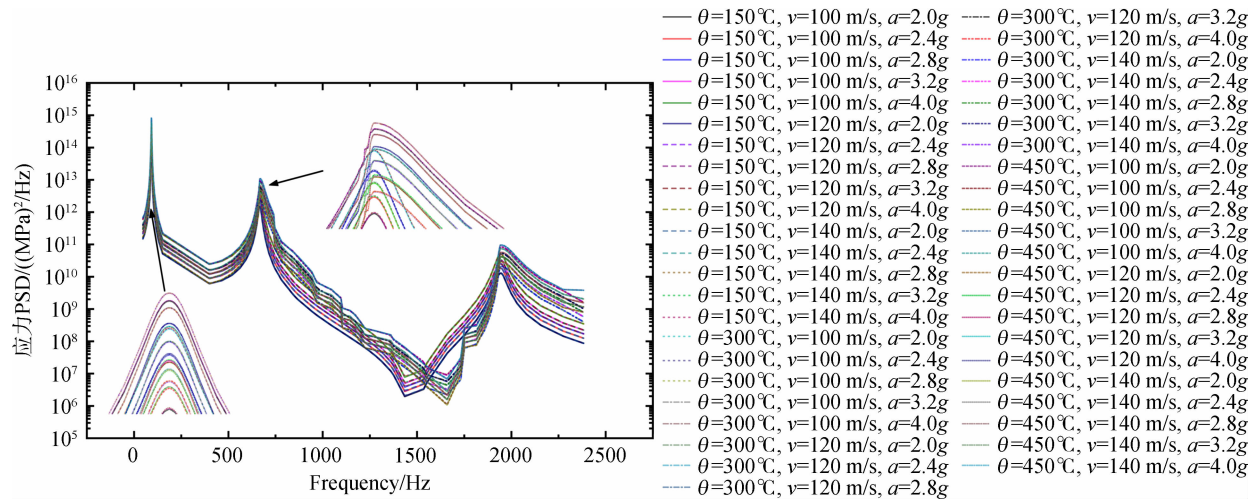


图 12 高速气流下薄壁板所有工况下 x 方向应力 PSD

Fig. 12 x -stress PSD of thin-walled structure under high speed flux and all different conditions

应升高 0.7 MPa。可知流速对结构应力响应影响较小,且随环境温度升高影响越来越小,故相同环境温度与振动量级、不同流速下,结构应力响应曲线间距越来越小,450 ℃ 时几乎重合。由于环境温度未达到结构屈曲温度,结构处于屈曲前状态,随环境温度升高结构发生软化现象,固有频率减小,因此随环境温度升高,频率峰值发生左移现象。

薄壁结构在不同环境温度、不同流速气流作用下结构热模态频率如表 9 所示,以 450 ℃ 为例,与 2.1 节中均匀温度场下模态频率为 85.218 Hz 进行对比,100 m/s 流速下模态频率为 85.515 Hz;120 m/s 流速下模态频率为 85.493 Hz;140 m/s 流速下模态频率为 85.473 Hz。结构频率由于流速增大,结构表面温度升高而降低,均匀温度场下频率最小,且环境温度越低影响效果越明显。因此,在研究飞行器薄壁结构振动响应与疲劳失效问题时,若结构所处气流环境温度较低且流速较慢,不能忽略流速对结构模态频率的影响。

表 9 在不同环境温度各流速气流作用下薄壁结构热模态频率

Table 9 Thermal modal frequencies of thin-walled structures under different flow velocities and different environment temperatures

$v/(m/s)$	模态频率/Hz		
	$\theta=150\text{ }^{\circ}\text{C}$	$\theta=300\text{ }^{\circ}\text{C}$	$\theta=450\text{ }^{\circ}\text{C}$
100	92.104	88.767	85.50
120	92.079	88.754	85.493
140	92.002	88.743	85.473

薄壁结构板在不同环境温度、不同流速气流环境中不同振动量级随机振动作用下疲劳失效时间如图 13 所示。可以看出,气体温度环境越低,流速对结构疲劳失效时间影响越大。随振动量级增高,结构疲劳寿命曲线趋于平缓,振动量级为 4.0 g 时疲劳寿命达到最小值。

各工况下详细寿命数据如表 10 所示。可知在 150 ℃、100 m/s 流速热流下振动量级从 2.0 g 升至 4.0 g,薄壁结构热振疲劳寿命从 340 603 s 降至 25 762 s。150 ℃,2.0 g 振动量级下热流流速从 100 m/s 升至 140 m/s 薄壁结构疲劳寿命从 340 603 s 降至 334 106 s。2.0 g 振动量级 100 m/s 流速下环境温度从 150 ℃ 升至 450 ℃ 结构疲劳寿命从 340 603 s 降至 278 182 s。对比分析可知,随机振动载荷对薄壁结构疲劳寿命影响最大,其次为热载荷,流速对结构疲劳影响最小。当环境温

图 13 高速气流下薄壁结构在不同工况下疲劳寿命

Fig. 13 Fatigue time of thin-walled structure under high flux and all different conditions

表 10 薄壁结构在不同工况下随机振动疲劳寿命

Table 10 Random vibration fatigue time of thin-walled structure under different conditions

a/g	疲劳寿命/s								
	$\theta=150\text{ }^{\circ}\text{C}$			$\theta=300\text{ }^{\circ}\text{C}$			$\theta=450\text{ }^{\circ}\text{C}$		
	v=100 m/s	v=120 m/s	v=140 m/s	v=100 m/s	v=120 m/s	v=140 m/s	v=100 m/s	v=120 m/s	v=140 m/s
2.0	340603	338501	334106	307590	305489	305194	278182	275698	270655
2.4	95466	92303	90166	83080	81388	80206	78070	75260	73737
2.8	82498	81317	80522	71183	70922	69188	56894	55614	54157
3.2	35022	34439	32117	29791	28687	27658	21131	20658	18998
4.0	25762	24414	22190	19266	18829	17821	16000	15200	14435

度达到 450℃,140m/s 流速下,4.0g 振动量级随机振动疲劳寿命时间仅为 14435s,结构极易发生疲劳破坏现象。

4 结 论

1) 针对 GH188 薄壁结构进行热振数值仿真计算与高温随机疲劳试验,通过对比数值仿真分析结果与试验结果发现薄壁结构疲劳破坏危险位置完全相同,热结构模态频率以及轴向动应力响应结果吻合度很高,模态频率误差小于 2.8%,应力响应误差小于 4%。通过改进的雨流计数法进行大量统计分析,得出结构疲劳失效时间与试验结果对比误差小于 3430s。有效验证了此仿真计算方法的可靠性。

2) 采用耦合的 FEM/BEM 法,得到结构在高速热流冲击下的冲击应力云图和温度云图。通过分析云图可知气流冲击应力在薄壁结构靠近入口端最大,其次是靠近出口端以及尺寸相对较小的颈部,呈从边缘向中心扩散趋势,气流冲击应力只与气流流速有关且流速增大 40 m/s,冲击应力几乎增大 1 倍。相同流速下不同环境温度结构表面温度分布规律相同,温度以边缘向中心扩散方式传递,随气流流速增加,结构温度增大,相对低温范围减少。靠近入口端温度最高,薄壁板中间尺寸相对较小部分温度最低。且气流温度越高,结构表面温度范围随流速影响越大。

3) 完成了不同流速下热流环境中薄壁结构应力响应计算,通过分析应力响应得出以下结论:不同流速下,结构轴向应力响应变化规律相同。相同振动量级下,结构应力响应随热流流速增加有小幅增大,热流环境温度越低,流速对结构应力影响效果越明显。结构热模态频率随热流流速增大而降低,且环境温度越低影响效果越明显。

4) 完成热流环境下薄壁结构危险点位置疲劳失效时间计算。结果表明:随热流流速增加,结构疲劳失效时间缓慢下降,热流温度越低,流速对结构寿命影响越大。随振动量级增高,结构疲劳寿命曲线趋于平缓,4.0g 时,结构失效时间达到最小值。本文初步探究了热流环境下薄壁结构随机振动响应分析及疲劳预估,为进一步工程应用提供参考。

参考文献:

[1] VAICAITIS R. Nonlinear response and sonic fatigue of national aerospace space plane surface panels[J]. Journal of Aircraft,1994,31(1):10-18.

[2] VAICAITIS R, KAVALLIERATOS P A. Nonlinear response of composite panels to random excitation[R]. AIAA-93-1426-CP,1993.

[3] STEPHENS V M. A2100 commercial satellites integrated mechanical analysis[R]. Newport Beach, California, US: Lockheed Martin Missiles & Space Sunnyvale,1997.

[4] KEHOE M W, SNYDER H T. Thermoelastic vibration test technique[R]. NASA TM 101742,1991.

[5] SNYDER H T, KEHOE M W. Determination of the effects of heating on modal characteristics of an aluminum plate with application to hypersonic vehicles[R]. NASA TM 4274,1991.

[6] LEE J. Displacement and strain histograms of thermally buckled composite plates in random vibration[R]. AIAA-96-1347,1996.

[7] LEE J. Displacement and strain statistics of thermally buckled plates[J]. Journal of Aircraft,2001,38(1):104-110.

[8] SCHNEIDER C W, RUDDER F. Acoustic fatigue resistance of aircraft structures at elevated temperatures[R]. AIAA-73-994,1973.

[9] 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.

[10] NG C F, CLEVENSON S A. High-intensity acoustic tests of a thermally stressed plate[J]. *Journal of Aircraft*, 1991, 28(4): 275-281.

[11] KLENKE S, LAUFFER J, GREGORG D, et al. The vibration virtual environment for test optimization (VETO) [R]. Sandia Report SAND-96-2217C, 1996.

[12] 王琰, 郭定文. 航空发动机转子叶片的声振疲劳特性试验[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(11): 2738-2743.

WANG Yan, GUO Dingwen. Experiment on acoustic vibration fatigue properties of the aero-engine rotor blade [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(11): 2738-2743. (in Chinese)

[13] 韩增尧, 曲广吉. 航天器宽带随机振动响应分析[J]. *中国空间科学技术*, 2002(1): 24-30.

HAN Zengyao, QU Guangji. Wide-band random vibration response prediction study of the spacecraft structures[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2002(1): 24-30. (in Chinese)

[14] 吴大方, 赵寿根, 潘兵, 等. 高速飞行器中空翼结构高温热振动特性试验研究[J]. *力学学报*, 2013, 45(4): 598-605.

WU Dafang, ZHAO Shougen, PAN Bing, et al. Experimental study on high temperature thermal-vibration characteristics for hollow wing structure of high-speed flight vehicles[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2013, 45(4): 598-605. (in Chinese)

[15] 吴大方, 王岳武, 蒲颖, 等. 高超声速飞行器复合材料翼面结构 1100℃ 高温环境下的热模态试验[J]. *复合材料学报*, 2015, 32(2): 323-331.

WU Dafang, WANG Yuewu, PU Ying, et al. Thermal modal test of composite wing structure in high-temperature environments up to 1100℃ for hypersonic flight vehicles [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015, 32(2): 323-331. (in Chinese)

[16] 沙云东, 郭小鹏, 张军. 基于应力概率密度和功率谱密度法的随机声疲劳寿命预估方法研究[J]. *振动与冲击*, 2010, 29(1): 162-165.

SHA Yundong, GUO Xiaopeng, ZHANG Jun. Random sonic fatigue life prediction based on stress probability density and power spectral density method[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2010, 29(1): 162-165. (in Chinese)

[17] 沙云东, 魏静. 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. 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)

[18] 沙云东, 胡翼飞, 胡增辉. 薄壁结构高温随机振动疲劳方法有效性验证[J]. *推进技术*, 2018, 39(6): 1386-1395.

SHA Yundong, HU Yifei, HU Zenghui. Random vibration fatigue analysis method valid verification of thin-walled structure under high temperature environment[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(6): 1386-1395. (in Chinese)

[19] 过玉卿, 龙靖宇. 改进雨流计数法及其统计处理程序[J]. *武汉钢铁学院学报*, 1987(1): 22-28.

GUO Yuqing, LONG Jingyu. An improved rain flow counting method and computer programming of its statistic treatment[J]. *Journal of Wuhan Iron and Steel University*, 1987(1): 22-28. (in Chinese)

[20] 中华人民共和国航空工业部. 发动机叶片及材料振动疲劳试验方法: HB 5277-1984[S]. 北京: 中华人民共和国航空工业部, 1984: 288-289.

(编辑: 叶 青、陈 越)