

密排阵列孔柱层板冷却结构服役寿命预测分析

李承昆¹, 董志波¹, 王瀚¹, 韩放¹, 滕俊飞², 吕彦龙²

(1. 哈尔滨工业大学, 先进焊接与连接国家重点实验室, 哈尔滨, 150001; 2. 中国航空制造技术研究院, 北京, 100024)

摘要: 层板冷却结构的服役可靠性直接影响发动机的使用安全, 利用数值模拟方法分析了典型的密排阵列孔柱层板冷却结构, 激光焊接过程及服役过程中温度和应力场分布规律, 并依据模拟结果利用 Morrow 修正的 Manson-Coffin 公式进行了层板冷却结构的热疲劳寿命评估。结果表明, 层板孔道区域服役状态受焊接残余应力的影响很小, 而服役过程对其影响较大, 热应力幅值在孔道及附近区域达到最大, 为焊缝区域热应力幅值的 1.6 倍, 属于服役过程中的危险区域, 预估此处的疲劳寿命受热疲劳影响较大, 为此类结构实际应用中应重点关注的关键区域。

创新点: (1) 构建了层板结构激光焊有限元模型, 分析了残余应力对服役过程疲劳寿命的影响。
(2) 计算了层板结构服役过程热疲劳寿命, 确定了该结构的危险区域。

关键词: 层板冷却结构; 残余应力; 热应力; 疲劳寿命

中图分类号: TG 404 **文献标识码:** A **doi:** 10.12073/j.hjxb.20220707003

0 序言

Co-Ni-Cr 基固溶强化型高温合金具有优异的高温抗氧化性能与较好的高温强度, 冷热加工性能及焊接性良好, 常用于制造先进航空、航天发动机的燃烧室部件^[1]。此类部件往往承受恶劣的热载荷作用, 复杂热载荷导致的不均匀应力、应变场是诱发构件产生热疲劳损伤失效的主要原因之一^[2-3]。密排阵列孔柱层板冷却结构在双层壁内设计了大量细小的冷气通道, 该结构在服役过程中具有高效冷却特性的同时更易在局部区域产生较高的热应力, 导致结构破坏^[4]。

国内外学者已开展大量针对燃烧室部件热疲劳寿命评估的研究。Barrett 等人^[5]研究了燃烧室衬套的热机械疲劳损伤累积问题, 开发了经过试验验证的材料本构模型进行低周疲劳寿命预测。易慧^[6]考虑蠕变因素对燃烧室火焰筒寿命的影响, 利用有限元分析方法获得应力应变分布, 计算高温、高压下燃烧室火焰筒的疲劳寿命, 并通过标准试验验证模拟结果。耿小亮等人^[7]采用有限元分析方法, 模拟燃烧室火焰筒在不均匀温升和循环过程中应力

应变的变化, 使用 Manson-Coffin 公式对温度变化条件下的热疲劳寿命进行估计。张俊红等人^[8]通过对燃烧室基体的非线性静力学分析, 获得应力应变分布, 结合 Manson-Coffin 公式及线性累积损伤理论, 计算得到了在典型工作循环下燃烧室危险点的疲劳寿命。

大量学者针对燃烧室部件热疲劳寿命进行了评估, 而对于层板换热结构的研究集中在冷却结构的平均冷却效果、流动阻力特性和换热特性方面^[9-11]。针对密排阵列孔柱层板冷却结构服役过程中热疲劳寿命预测的研究较少。

文中利用有限元数值模拟软件对 Co-Ni-Cr 合金层板结构激光焊过程和一定服役条件下的温度、等效应力变化进行了数值模拟。在局部应力应变法的理论框架下应用 Morrow 修正的 Manson-Coffin 公式对该结构的热疲劳寿命进行了评估。

1 层板结构焊接及服役过程模拟

1.1 层板结构有限元模型

图 1 为层板结构有限元模型。模型尺寸为 400 mm × 358 mm × 1.8 mm。为了获得计算效率, 在保证计算精度的条件下将层板双层内壁处换热的气流孔、绕流柱简化为方形, 在焊缝处采用细密

网格, 远离焊缝处网格逐渐过渡到稀疏, 厚度方向上单元格数量为 4. 焊缝及其热影响区的网格尺寸约为 0.5 mm, 远离焊缝处尺寸约为 8 mm, 单元类型均为八节点六面体单元, 单元数为 177 704, 节点数为 309 327.

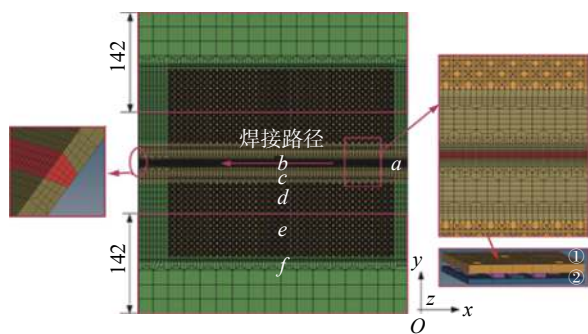


图 1 层板结构有限元模型 (mm)

Fig. 1 Finite element model of laminated plate structure

1.2 材料特性

Co-Ni-Cr 合金材料的密度为 8.98 g/cm³, 熔化温度为 1315 ~ 1410 °C. 焊接熔化时的相变潜热随温度变化的比热容进行积分计算^[12], 即

$$H = \int \rho c(T) dT \quad (1)$$

式中: H 为热焓; ρ 为密度; c 为比热容; T 为绝对温度.

模拟计算所需的合金热物性参数见表 1, 模拟中缺少的数据通过线性外推法获得.

表 1 合金热物性参数
Table 1 Alloy thermophysical parameters

温度 $T/^{\circ}\text{C}$	弹性模量 E/GPa	屈服强度 R_{eL}/MPa	热膨胀系数 α/K^{-1}	热导率 $\lambda/(\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	比热容 $c/(\text{J}\cdot\text{g}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$
RT	232	470	—	10.4	0.403
100	225	—	11.9	12.2	0.423
200	217	—	12.6	14.3	0.444
300	209	—	13.2	15.9	0.465
400	201	—	13.8	17.5	0.486
500	193	290	14.5	19.3	0.502
600	184	275	15.2	21.1	0.523
700	176	270	15.8	23.0	0.540
800	169	250	16.5	24.8	0.557
900	161	130	17.1	25.5	0.573
1000	153	64	17.9	27.6	0.590

1.3 激光焊接过程模拟

层板结构采用激光焊接方法进行焊接, 焊接过程无填丝. 为简化计算, 在焊接模拟过程中假设熔

池中液态金属为不可压缩的牛顿流体, 并且不考虑熔池上下表面的变形和熔池金属的蒸发^[13]. 将焊件初始温度与外界环境温度定义为 20 °C, 并且将模型中所有与外界空气接触的表面 (包括内部孔道) 设置换热边界条件.

使用高斯表面热源模型与圆柱体热源模型相叠加的焊接热源模型^[14]. 激光焊接总功率为 2 700 W, 焊接速度为 0.03 m/s, 光斑直径为 0.3 mm. 为反映实际焊接过程中工装夹具的约束作用, 在图 1 上、下 142 mm 范围内的所有节点施加 x, y, z 三个方向的位移约束.

1.4 服役过程模拟

根据该构件实际服役时的工作状态, 结合相关学者的研究工作^[15], 对复杂的热循环过程进行简化, 采用时域循环为 33-11-19-11 的热载荷, 高温温度为 1470 °C, 低温温度为 430 °C, 如图 2 所示. 将该热载荷曲线作为边界条件, 施加在层板双层结构的内、外壁, 模拟服役热冲击过程, 循环总共施加 9 次. 同时, 对图 1 中层板结构①侧的外表面施加沿 z 轴负方向 500 kPa 的气压, 模拟实际工作时所承受的气压载荷^[15].

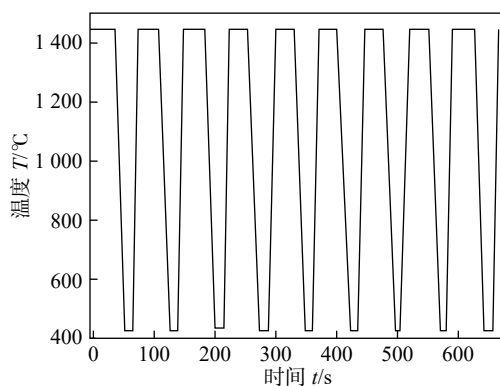


图 2 服役过程热冲击载荷

Fig. 2 Thermal shock load during service

以焊接过程模拟结果为服役前初始条件, 利用有限元软件热/结构分析进行计算, 为了保证模型计算结果收敛, 兼顾边界条件与实际情况相符, 在层板结构②的外侧施加了 z 方向的位移约束.

2 模拟结果与分析

2.1 激光焊过程模拟

图 3 为焊接过程的瞬态温度场分布, 以母材的液相线温度作为熔池边缘, 以此观察焊接过程中熔

池形貌. 由于激光焊接速度快, 温度场呈现明显的拖尾分布形态, 熔池前端温度梯度大, 后端温度梯度小. 激光焊能量集中, 焊接热量集中在焊缝中心附近实心板材部位, 热影响区小, 焊接过程温度场稳定.

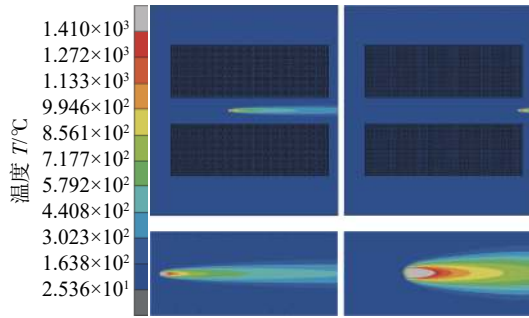


图 3 焊接过程瞬态温度场分布

Fig. 3 Distribution of transient temperature field in welding process

焊缝实际截面与模拟结果对比如图 4 所示. 图中左侧为层板焊接后的实际焊缝截面形貌, 右侧为垂直于焊接方向温度场截面, 其中心区域边界为熔池边缘, 模拟计算得到的熔池形貌与实际焊缝截面的吻合度较高.

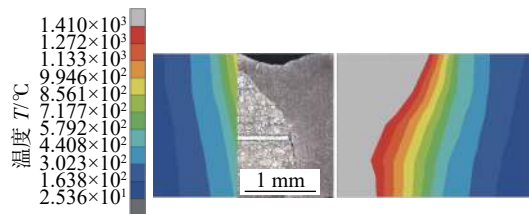


图 4 焊缝实际截面与模拟结果对比

Fig. 4 Comparison of actual weld section and simulation results

焊后等效 Mises 应力分布云图如图 5 所示, 激光焊热源集中, 焊后残余应力主要分布在焊缝及周边 5 mm, 层板孔道区域受焊接影响较小.

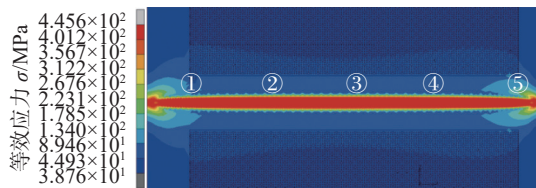


图 5 焊后等效 Mises 应力分布云图

Fig. 5 Equivalent Mises stress distribution after welding

测量了焊缝附近 2 mm 区域的横向收缩变形, 并与模拟结果进行对比, 测点分布在图 5 中标明. 模拟结果与实际测量结果对比图如图 6 所示. 实际

测量结果与模拟结果相近, 绝对误差值小于 0.1 mm, 各个测点平均相对误差为 6.8%.

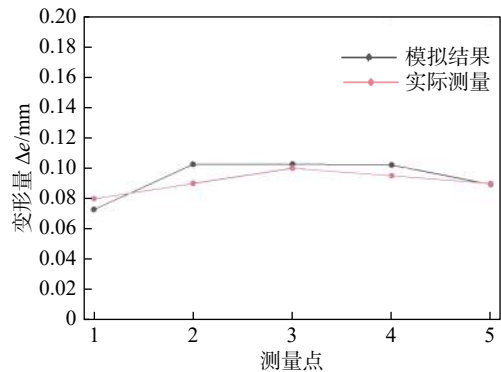


图 6 焊缝周边横向变形结果对比

Fig. 6 Comparison of transverse deformation around weld

2.2 服役过程模拟

图 7 为层板结构服役过程焊缝区域温度变化. 焊缝区域受热均匀, 各个点温度在同一时间基本相同. 初始阶段温度波动上升, 在经历三个起伏后开始等幅循环, 222 s 后焊缝区承受等幅热循环载荷, 最高循环温度为 1165 °C, 平均温度约为 1088 °C.

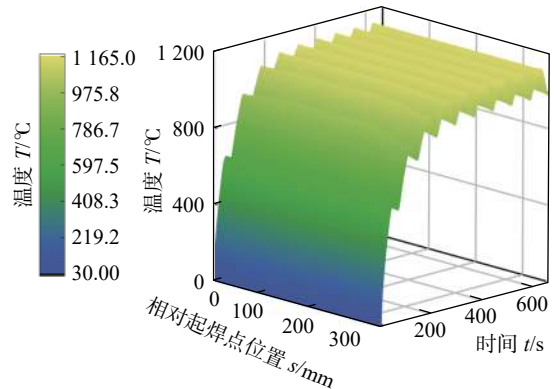


图 7 层板结构服役过程焊缝区域温度变化

Fig. 7 Temperature change in weld zone of laminated structure during service

图 8 为服役过程中焊缝中心横向各个区域温度变化. 在经历三个温度起伏后, 各点温度开始等幅循环. 温度变化幅值较大的两区域 (距焊缝中心 25 ~ 125 mm) 为焊缝两侧的层板孔道区域. 层板孔道区域因结构的特殊性, 在相同热冲击载荷作用下具有较大的温度循环幅度, 最大循环温度达到 1255 °C, 平均温度约为 1071 °C. 较大的温度循环幅度意味着较大的热应力、热应变幅.

服役过程中焊缝区域等效应力变化趋势如图 9 所示, 初始状态的应力值为焊接残余应力. 随

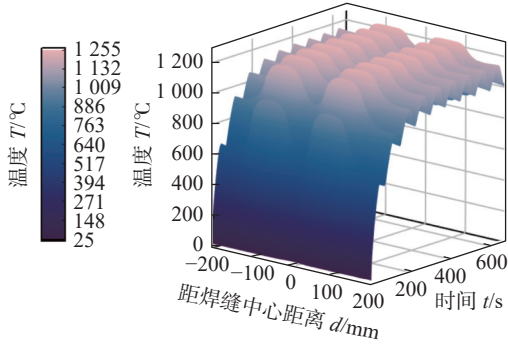


图 8 服役过程焊缝中心横向区域温度变化

Fig. 8 Temperature change in transverse zone of weld center during service

着温度升高, 塑性变形释放, 应力值出现下降, 222 s 后层板焊缝的等效应力循环趋于稳定, 最大值约为 120 MPa, 平均值约为 68 MPa.

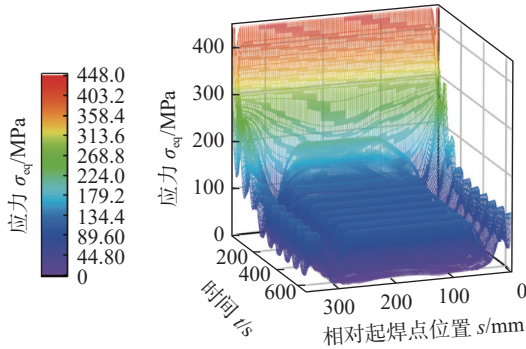


图 9 焊缝区域等效应力分布

Fig. 9 Equivalent stress distribution in weld area

在距起焊点 40 mm 与 340 mm 处, 应力变化趋势与焊缝中心区域明显不同, 结合图 1 可知, 两区域靠近层板孔道结构边缘. 孔道区域与板材的温差导致焊缝区域热应力不均匀.

图 10 为焊缝中心横向区域等效应力变化趋势. 可见激光焊接过程的残余应力对孔道区域服役过程的影响较小, 可以认为该焊接方法能够较好的

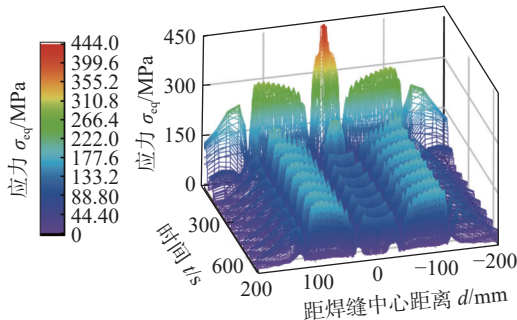


图 10 焊缝中心横向区域等效应力分布

Fig. 10 Equivalent stress distribution in transverse area of weld center

满足实际工程需求. 距离焊缝中心 25 mm 与 125 mm 处等效应力变化趋势区别于其它区域, 均是周边区域热循环不同导致. 222 s 后等效应力循环趋于稳定, 层板孔道区域在热冲击载荷作用下的最大应力达到 193 MPa, 平均值约为 100 MPa. 孔道区域与孔道边缘区域在服役过程中应力值较焊缝区域大, 幅值为焊缝区域的 1.6 倍, 为计算热疲劳寿命时应着重考虑的区域.

3 层板结构热疲劳寿命估算

3.1 疲劳寿命预测模型

热疲劳的本质是应变疲劳, 局部应力—应变法能够较好且准确的分析热疲劳寿命^[16]. 应变幅由弹性应变幅和塑性应变幅组成. 在恒应变幅, 应力比 $R = -1$ 的情况下, 弹性应变幅与疲劳寿命的关系可表示为

$$\varepsilon_a^e = \frac{\Delta \varepsilon^e}{2} = \frac{\sigma_a}{E} = \frac{\sigma_f'}{E} (2N_f)^b \quad (2)$$

式中: ε_a^e 为弹性应变幅; $\Delta \varepsilon^e$ 为弹性应变范围; σ_a 为应力范围; E 为弹性模量; σ_f' 为疲劳强度系数; N_f 为疲劳寿命; b 为疲劳强度指数.

塑性应变幅与疲劳寿命的关系可表示为

$$\varepsilon_a^p = \frac{\Delta \varepsilon^p}{2} = \varepsilon_f' (2N_f)^c \quad (3)$$

式中: ε_a^p 为塑性应变幅; $\Delta \varepsilon^p$ 为塑性应变范围; ε_f' 为疲劳韧性系数; c 为疲劳韧性指数.

总应变幅 ε_a 为弹性应变幅与塑性应变幅之和. 将式 (2), 式 (3) 合并后可得广泛用于应变疲劳寿命计算的 Manson-Coffin 公式^[17], 即

$$\varepsilon_a = \varepsilon_a^e + \varepsilon_a^p = \frac{\sigma_f'}{E} (2N_f)^b + \varepsilon_f' (2N_f)^c \quad (4)$$

式 (4) 是在 $R = -1$ 的情况下得到的, 对于非对称的应变循环, 应使用考虑平均应力修正的 Morrow 平均应力公式, 即

$$\varepsilon_a = \frac{\sigma_f' - \sigma_m}{E} (2N_f)^b + \varepsilon_f' (2N_f)^c \quad (5)$$

式中: σ_m 为平均应力.

3.2 热疲劳寿命评估

根据服役过程中温度、应力的计算结果, 选取 $a \sim f$ 6 个点进行热疲劳寿命计算, 点的位置在图 1 中标明. 其中, 点 a 位于孔道区域边缘的焊缝上; 点 b 位于焊缝中心区域; 点 c 位于孔道区域边缘

(靠近焊缝, 不在孔道区域); 点 d 位于孔道区域边缘 (靠近焊缝, 位于孔道区域); 点 e 位于孔道区域服役过程热应力最大值点; 点 f 位于孔道区域边缘, 属于最安全区域 (远离焊缝, 不在孔道区域). 选取服役过程中温度的循环平均值 (1100°C) 计算材料的疲劳参数. 预测疲劳寿命所需参数采用改进后的四点法进行估算^[18]

$$b = -\left[0.0792 + 0.179\lg\left(\frac{\sigma_f}{\sigma_b}\right)\right] \quad (6)$$

$$c = -\lg\left\{\left(3.31\varepsilon_f^{0.25}\right)\left[1 - 81.8\left(\frac{\sigma_b}{E}\right)\left(\frac{\sigma_f}{\sigma_b}\right)^{0.179}\right]^{\frac{1}{3}}\right\} \quad (7)$$

$$\sigma'_f = 1.18\sigma_b\left(\frac{\sigma_f}{\sigma_b}\right)^{0.946} \quad (8)$$

$$\varepsilon'_f = 0.538\varepsilon_f\left[1 - 81.8\left(\frac{\sigma_b}{E}\right)\left(\frac{\sigma_f}{\sigma_b}\right)^{0.179}\right]^{\frac{1}{3}} \quad (9)$$

式中: ε_f 为断裂延伸系数; σ_f 为材料断裂强度; σ_b 为抗拉强度, $\sigma_f = (1 + \psi)\sigma_b$, ψ 为材料断面收缩率.

将材料参数带入式 (6) ~ 式 (9) 进行计算, 可得: $b = -0.126$, $c = -0.558$, $\sigma'_f = 200.65 \text{ MPa}$, $\varepsilon'_f = 0.902$.

最终疲劳寿命的计算结果为, 点 a 836 次; 点 b 529 次; 点 c 1206 次; 点 d 67 次; 点 e 74 次; 点 f 2276 次. 所选点越靠近焊缝, 热疲劳寿命越低. 服役过程中最易产生失效的位置为热应力幅值最大的层板孔道区域, 其疲劳寿命显著低于其它位置, 对应图 10 中距焊缝中心 $50 \sim 100 \text{ mm}$ 区域.

4 结论

(1) 层板结构激光焊残余应力主要集中在焊缝中心区域, 对层板孔道区域的服役寿命影响较小.

(2) 服役过程中层板孔道及其周边区域热应力幅值约为焊缝区域的 1.6 倍, 是该结构的危险区域.

(3) 层板孔道区域发生疲劳破坏, 其疲劳寿命明显低于其它区域. 焊接残余应力相对于结构因素而言, 对热疲劳寿命影响较小, 密排阵列孔柱结构的孔道区域是实际工程应用中重点关注位置.

参考文献

[1] 高亚伟, 董建新, 姚志浩, 等. GH5188 高温合金组织特征及冷热加工过程组织演变 [J]. 稀有金属材料与工程, 2017, 46(10):

2922 - 2928.

Gao Yawei, Dong Jianxin, Yao Zhihao, *et al.* Microstructure characteristics and microstructure evolution during cold and hot working of GH5188 superalloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2017, 46(10): 2922 - 2928.

[2] 吴静, 蔡文哲, 王雨龙. 火焰筒热疲劳寿命评估 [C]//中国航天第三专业信息网第三十九届技术交流会暨第三届空天动力联合会议, 洛阳. 2018.

Wu Jing, Cai Wenzhe, Wang Yulong. Thermal fatigue life assessment of flame tube[C]//The 39th Technical Exchange Conference and the 3rd Aerospace Power Joint Conference of China Aerospace Third Professional Information Network, Luoyang. 2018.

[3] 徐绍桐, 王长辉, 杨成骁. 液体火箭发动机再生冷却结构弹塑性分析 [J/OL]. 航空动力学报. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.20210328. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20210328>.

Xu Shaotong, Wang Changhui, Yang Chengxiao. Elastoplastic analysis of regenerative cooling structure of liquid rocket engine [J/OL]. Journal of Aerodynamics. DOI:10.13224/j.cnki.jasp.20210328. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20210328>.

[4] 吴向宇, 黎旭, 时艳, 等. 典型层板冷却结构热疲劳破坏特性研究 [J]. 航空动力学报, 2014, 29(5): 1177 - 1183.

Wu Xiangyu, Li Xu, Shi Yan, *et al.* Study on thermal fatigue failure characteristics of typical laminate cooling structures[J]. Journal of Aerodynamics, 2014, 29(5): 1177 - 1183.

[5] Barrett P R, Ahmed R, Menon M, *et al.* Isothermal low-cycle fatigue and fatigue-creep of Haynes 230[J]. International Journal of Solids & Structures, 2016, 88-89: 146 - 164.

[6] 易慧. 环形燃烧室火焰筒强度寿命技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.

Yi Hui. Technical study on strength and life of annular combustor liner [D] Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.

[7] 耿小亮, 郭运强, 张克实, 等. 火焰筒热疲劳分析与寿命估计 [J]. 机械强度, 2007, 29(2): 305 - 309.

Geng Xiaoliang, Guo Yunqiang, Zhang Keshi, *et al.* Thermal fatigue analysis and life estimation of flame tube[J]. Mechanical strength, 2007, 29(2): 305 - 309.

[8] 张俊红, 戴胡伟, 鲁鑫, 等. 流固耦合作用下航空发动机燃烧室热疲劳研究 [J]. 西安交通大学学报, 2018, 52(5): 149 - 156.

Zhang Junhong, Dai Huwei, Lu Xin, *et al.* Study on thermal fatigue of aeroengine combustion chamber under fluid structure interaction[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 52(5): 149 - 156.

[9] 全栋梁, 郁新华, 刘松龄, 等. 层板冷却结构流阻特性的实验与数值模拟 [J]. 推进技术, 2003, 24(5): 425 - 428.

Quan Dongliang, Yu Xinhua, Liu Songling, *et al.* Experimental and numerical simulation of flow resistance characteristics of laminar cooling structure[J]. Propulsion Technology, 2003, 24(5):

- 425 – 428.
- [10] 郁新华, 全栋梁, 刘松龄, 等. 层板结构内部换热特性的研究 [J]. *航空学报*, 2003, 24(5): 405 – 410.
- Yu Xinhua, Quan Dongliang, Liu Songling, *et al.* Study on the internal heat transfer characteristics of laminated structures[J]. *Journal of Aeronautics*, 2003, 24(5): 405 – 410.
- [11] 王鸣, 卢元丽, 吉洪湖. 冲击孔对层板冷却叶片前缘传热影响的数值研究 [J]. *航空动力学报*, 2013, 28(10): 2240 – 2247.
- Wang Ming, Lu Yuanli, Ji Honghu. Numerical study on the effect of impact hole on the heat transfer at the leading edge of laminated cooling blade[J]. *Journal of Aerodynamics*, 2013, 28(10): 2240 – 2247.
- [12] 张洁, 武鹏伟, 张东启, 等. 铝合金薄壁箱体焊接应力有限元模拟 [J]. *热加工工艺*, 2013, 42(3): 203 – 205.
- Zhang Jie, Wu Pengwei, Zhang Dongqi, *et al.* Finite element simulation of welding stress of aluminum alloy thin-walled box[J]. *Hot Working Process*, 2013, 42(3): 203 – 205.
- [13] 杨阳, 邓年春, 郭晓. 钢管混凝土拱桥大管径拱肋环焊缝焊接数值模拟 [J]. *焊接学报*, 2020, 41(10): 79 – 86, 102.
- Yang Yang, Deng Nianchun, Guo Xiao. Numerical simulation of girth weld welding of large diameter arch rib of concrete-filled steel tube arch bridge[J]. *Transactions of the China Welding Institution*, 2020, 41(10): 79 – 86, 102.
- [14] 唐文书, 肖俊峰, 高松, 等. Nimonic263 合金薄板激光焊热源模型及参数研究 [J]. *热加工工艺*, 2019, 48(19): 131 – 136.
- Tang Shi, Xiao Junfeng, Gao Song, *et al.* Study on heat source model and parameters of laser welding Nimonic263 alloy sheet[J]. *Hot Working Process*, 2019, 48(19): 131 – 136.
- [15] 孙坤, 王洪斌, 张树林, 等. 基于热响应的陶瓷基复合材料火焰筒热冲击试验 [J]. *航空发动机*, 2021, 47(3): 86 – 90.
- Sun Kun, Wang Hongbin, Zhang Shulin, *et al.* Thermal shock test of ceramic matrix composite flame tube based on thermal response[J]. *Aeroengine*, 2021, 47(3): 86 – 90.
- [16] Tong L W, Huang X W, Zhou F, *et al.* Experimental and numerical investigations on extremely-low-cycle fatigue fracture behavior of steel welded joints[J]. *Journal of Constructional Steel Research*, 2016, 119: 98 – 112.
- [17] 童第华, 陈志伟. 局部应变法预测飞机结构带孔部件疲劳寿命 [J]. *航空材料学报*, 2011, 31(5): 86 – 90.
- Tong Dihua, Chen Zhiwei. Prediction of fatigue life of perforated components of aircraft structures by local strain method[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2011, 31(5): 86 – 90.
- [18] 麻桃花, 陈金霞. 2219 铝合金焊接接头疲劳寿命的计算机预测与试验验证 [J]. *热加工工艺*, 2016, 45(5): 186 – 189.
- Ma Taohua, Chen Jinxia. Computer prediction and experimental verification of fatigue life of 2219 aluminum alloy welded joints[J]. *Hot Working Process*, 2016, 45(5): 186 – 189.

第一作者: 李承昆, 博士研究生; 主要从事焊接结构力学及可靠性研究工作; Email: lckfrom1999@163.com.

通信作者: 董志波, 博士, 教授; Email: dongzhibo@hit.edu.cn.

(编辑: 王娇)