

典型层板冷却结构热疲劳破坏特性研究

吴向宇^{1,2}, 黎 旭², 时 艳², 张翠华², 杜治能²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对三种不同形式的典型层板冷却结构, 设计加工了高温合金材料试验件。模拟涡轮冷却叶片在实际发动机中的高温工作环境, 通过冷热循环加载方式试验研究每种层板冷却结构的热疲劳寿命, 分析其破坏部位及破坏原因, 并与数值计算结果进行了对比。结果表明: 层板冷却结构热疲劳裂纹出现在排气板气膜孔附近, 并沿气膜孔纵向扩展, 内表面扩展程度大于外表面。在三种层板冷却结构中, 211 型层板冷却结构热疲劳寿命最低, 161 型和 141 型层板冷却结构热疲劳寿命相当。

关 键 词: 高效冷却; 层板冷却结构; 涡轮冷却叶片; 热疲劳; 气膜孔裂纹

中图分类号: V231.92

文献标志码: A

Investigation of thermal fatigue failure characteristics on typical cooling laminated configurations

WU Xiang-yu^{1,2}, LI Xu², SHI Yan²,
ZHANG Cui-hua², DU Zhi-neng²

(1. School of Power and Energy Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Superalloy test pieces for three different typical forms of cooling laminated configurations were designed and processed. High working temperature of cooled turbine blades in real engine was simulated; the thermal fatigue life of each type of cooling laminated configuration by thermal cycling loading was studied experimentally; the reasons for its destruction and damage locations were analyzed, and the data were compared with the numerical results. The results show that thermal fatigue cracks in each configuration occur near the film holes of exhaust plate and extend along longitudinal direction of film hole. The cracks extension at inner surface is greater than that at outer surface. 211-type has the shortest thermal fatigue life among three cooling laminated configurations, and the thermal fatigue lives of 161-and 141-type cooling laminated configurations are on the same level.

Key words: high efficiency cooling; cooling laminated configuration; cooled turbine blade; thermal fatigue; film hole cracks

现代高负荷燃气涡轮发动机总体性能提高的主要措施之一是提高涡轮前燃气温度, 采用先进冷却技术的涡轮叶片是实现涡轮前燃气温度提高

的关键技术之一。为解决推质比为 10 以上燃气涡轮发动机对涡轮冷却叶片的需求, 以美国为代表发展研究的新型高效层板涡轮冷却叶片已在发动

机中进行应用考核,进入工程化应用研究阶段.层板冷却结构是在双层壁内设计许多细小的冷气通道和复杂的强化换热结构以提高叶片冷却效果,减少冷却空气用量.从冷却和传热理论角度来分析,层板冷却结构是将冷却气流的交叉流动、短距离冲击冷却与外部气膜冷却进行优化组合.

国外层板冷却结构的预研工作从 20 世纪 60 年代末就已经开始,在 70 年代末 80 年代初公开发表过不少应用研究报告,这些研究大都是面向燃烧室,其中研究较多的有 NASA Lewis 研究中心、美国的艾利逊公司(AADC)^[1-2]、英国的 Rolls-Royce 公司^[3-4]、俄罗斯的喀山图波列夫航空学院,随着研究的不断进行,层板冷却技术逐渐扩展到了涡轮冷却叶片设计中. AADC 研制的 Lamilloy 和 Rolls-Royce 公司研制的 Transply 是典型的层板冷却结构,其又可称为半发散冷却. NASA Lewis 研究中心用高压设备在真实条件下对层板冷却效的研究处于领先地位,此外 NASA^[5-7] 还做过层板涡轮冷却叶片的试验研究.

近年来,国内在层板冷却技术方面也开展了一些研究工作,西北工业大学全栋梁、郁新华等人^[8-11]、北京航空航天大学陶智等人^[12-13]、中国科学技术大学马龙、王建华等人^[14-15] 及一些航空科研院所^[16-17] 采用模型试验及数值计算方法在层板冷却结构的平均冷却效果和流动阻力特性、换热特性方面取得了一定的研究成果,而在层板冷却结构强度寿命及破坏特性方面的研究则开展较少.

层板冷却结构具有高效冷却特性的同时也因采取强化冷却技术,易在层板结构中的局部区域产生较高的热应力,是层板结构产生破坏的主要因素.本文针对三种不同形式的层板冷却结构,设计加工了高温合金材料试验件,试验模拟涡轮冷却叶片在发动机中的高温工作环境,采用热电偶、示温漆及红外热像仪调试和监控温度,通过冷循环加载方式试验研究典型层板冷却结构的疲劳寿命,分析其破坏部位及破坏原因,并与数值计算结果进行了对比.

1 试验件设计及加工

层板冷却结构按照其孔相对于绕流柱的分布,冲击孔(进气)、扰流柱、气膜孔(出气)数量比的不同可分为不同的形式.层板冷却结构的主要几何特征包括进气板、排气板、冲击孔、气膜孔和扰流柱,相应的几何尺寸包括板厚、孔径、孔间距、孔倾角以及扰流柱的高度、直径和间距.试验模型

设计为具有冲击、扰流柱强化对流和气膜覆盖冷却的典型双层层板冷却结构,三种层板冷却结构的几何结构特征和相应的尺寸相同,进气板和出气板的板厚分别为 0.7 mm;冲击孔直径为 0.8 mm;扰流柱直径为 0.8 mm,高度为 0.7 mm;气膜孔直径为 0.5 mm,倾角(与法向夹角)为 45°;层板总厚度为 2.1 mm;冲击孔、气膜孔、扰流柱三者在 X 方向和 Y 方向的间距都为 2 mm.三种层板冷却结构的区别在于冲击孔、扰流柱、气膜孔的个数比不同.采用冲击孔、扰流柱、气膜孔三者数量的最简比定义层板结构的代号,如图 1 所示的 211 型层板的冲击孔、扰流柱、气膜孔三者数量的最简比为 2:1:1,采用同样的方法定义了 141 型和 161 型层板冷却结构.

为降低工艺制造难度,试验件设计为平板结构,放大比例为 2:1,试验件中心区域为试验考核部位.试验件采用 K403 材料,通过分体铸造加电火花打孔、高温焊接等工艺方法进行制造.

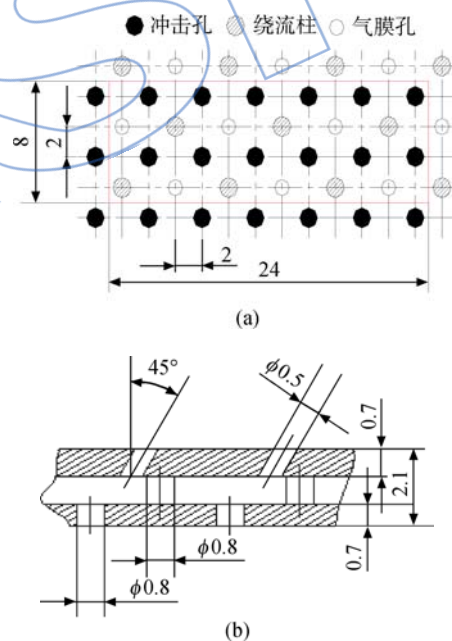


图 1 211 型层板冷却结构与特征尺寸(单位:mm)

Fig. 1 211-type cooling laminated configuration and characteristic dimensions (unit:mm)

2 试验装置及试验

试验模拟涡轮冷却叶片在发动机中的工作环境,通过电感线圈对试验件外表面进行加热,为了给试验件提供冷却气,并提供比较稳定均匀的进气条件,设计出一套集气腔装置,采用不锈钢材料加工,冷侧板与集气腔相连通冷气冷却.

试验采取冷热循环的热载荷加载方式,按试验器的标准加热程序进行试验,确定层板试验件出现热疲劳裂纹的循环次数,记录热疲劳裂纹的发展过程、裂纹位置与形状,得到试验件出现热疲劳裂纹的循环数及破坏部位。

试验采用热电偶、示温漆及红外热像仪调试和监测试验件表面温度场,冷气进口温度由温度传感器测量,冷气压力由压力传感器测量,冷气流量由转子流量计测量。试验每进行100次冷热循环时,检查并记录试验件排气板(热侧板)外表面和进气板(冷侧板)下表面的裂纹情况。调试试验时用红外热像仪监测调试件外表面温度场,加热调试件至电偶指示值超过 900°C ,以电偶指示值调节发射率,得到所需的红外温度场(同时参考示温漆显示的温度场)。冷气采用室温大气,调节冷气流量和电磁感应加热参数,最终得到比较均匀的层板热侧板外表面温度场($930\pm 15^{\circ}\text{C}$)。

图2~图4分别给出了试验件及试验装置、电感加热及试验过程中红外热像仪监控到的温度

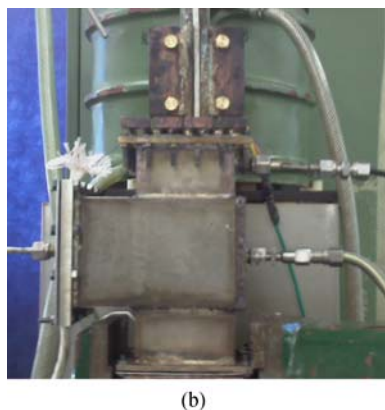
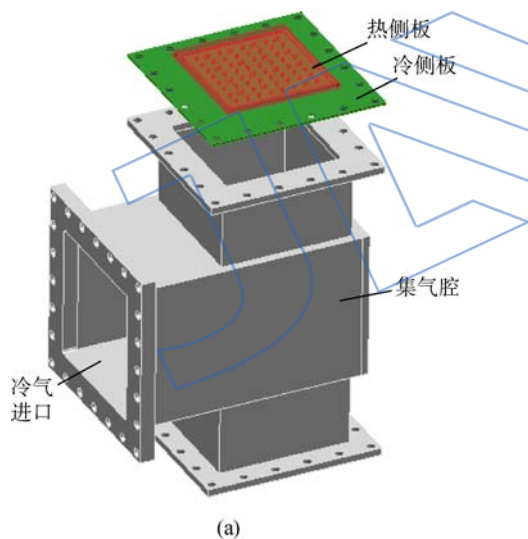
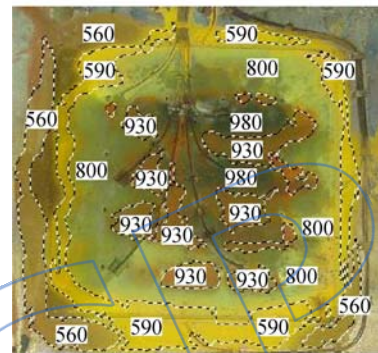


图2 试验件及试验装置

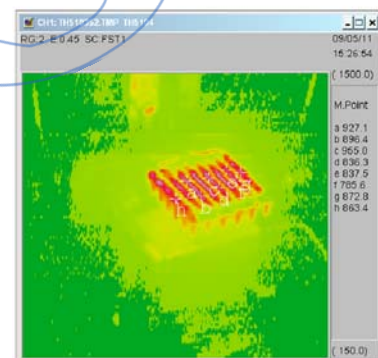
Fig. 2 Test pieces and test equipment



(a)



(b)



(c)

图3 电感加热及示温漆、红外热像仪监控测温

Fig. 3 Inductive heating and thermal paint, infrared thermal imaging monitoring temperature



(a)

(b)

图4 试验件表面裂纹

Fig. 4 Cracks at surface of test pieces

分布、试验件表面裂纹。

试验发现试验件热侧板外表面在达到一定的循环周期后气膜孔出口区域出现了不同程度的裂纹,裂纹沿气膜孔纵向扩展,冷侧板下表面没有裂纹出现。分析认为热侧板表面气膜孔附近是热应力集中区域,是层板结构最易破坏的位置。该现象与温度、应力计算分析结果吻合,与涡轮冷却叶片主要损伤模式相符,为优化层板冷却设计、选择气膜孔制造工艺提供了启示。设计上需降低气膜孔周边的温度应力,工艺上需提高气膜孔加工质量,减小应力集中。

3 211 型层板试验结果分析

为了解试验件表面裂纹及内部结构的损伤情况,对层板冷却结构试验件在试验结束后进行了解剖检查与分析。按图5中划线位置取样,气膜孔(排气孔)排气方向与划线箭头方向一致,将气膜孔分别依次编号为1#,2#,3#和4#,扰流柱依次编号为1※,2※,3※,4※和5※。在体式显微镜下,对取样层板进气板的内、外表面进行观察,未发现裂纹;排气板内、外表面存在不同程度裂纹。

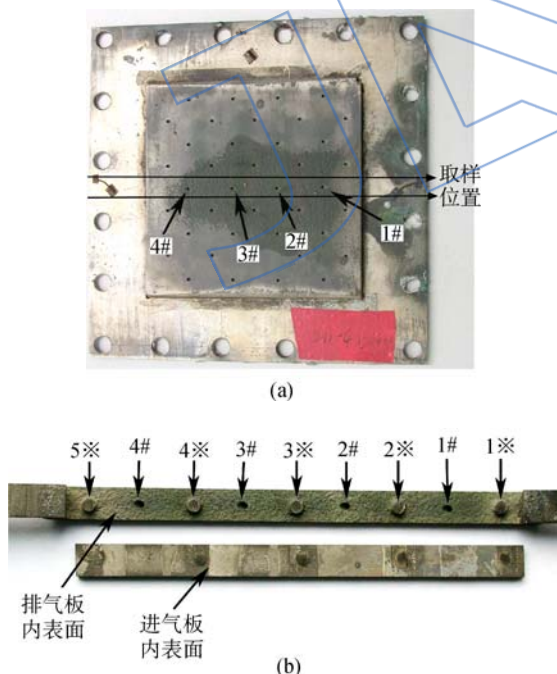


图5 211型试验件及解剖取样后形貌

Fig. 5 211-type test piece and its sampling morphology after anatomy

在扫描电镜中对各试验件排气板内、外表面进行观察,发现裂纹均集中在气膜孔附近,形貌见图6,而裂纹在内表面扩展程度要大于外表面,同

时,在内表面锐角侧扩展程度大于钝角侧。对于连接上、下板的扰流柱部位也进行了解剖观察分析(图7),扰流柱一端与进气板相连(冷侧板),另一端与排气板相连(热侧板),其承受的温度梯度较

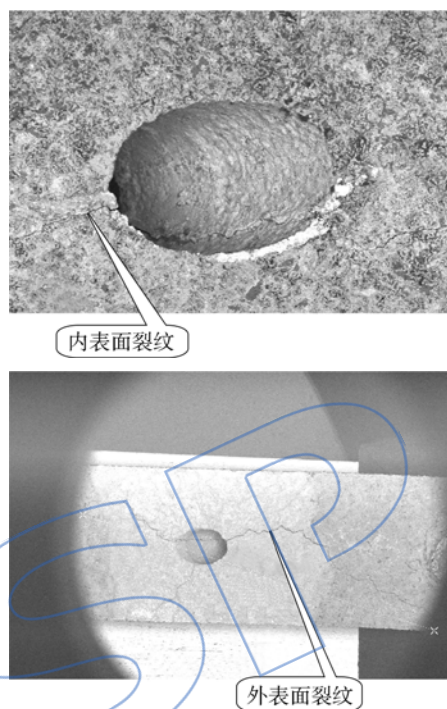


图6 211型试验件排气板内、外表面气膜孔裂纹

Fig. 6 Film hole cracks at inner surface and outer surface of exhaust plate of 211-type test piece

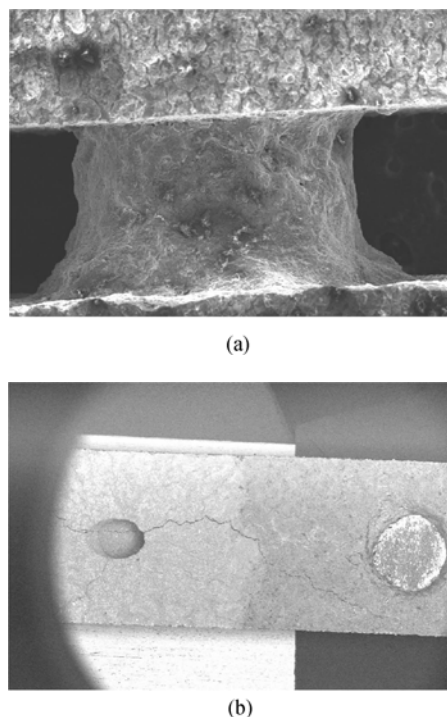


图7 211型试验件3※扰流柱形貌

Fig. 7 No. 3 pin-fin morphology of 211-type test piece

大,是可能导致破坏的危险位置之一.对于211型层板冷却结构,在扫描电镜中观察,各扰流柱与排气板焊接良好,表面和其接触的排气板附近均未见裂纹.

试验件解剖分析表明,层板冷却结构热疲劳裂纹出现在排气板气膜孔附近,并沿气膜孔纵向扩展,内表面扩展程度大于外表面.扰流柱虽然承受的温度梯度较大,但与气膜孔附近相比强度要好.

4 不同层板冷却结构的破坏特性 试验对比

为了对比不同层板冷却结构强度寿命的优劣特性,对141型及161型层板冷却结构分别设计试验件,采用与211型试验件相同的加工方法加工,在相同的试验条件下进行了热疲劳试验,以检验各结构抗冷热疲劳的能力及循环寿命的长短.

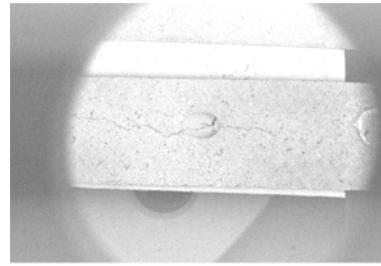
试验发现不同结构的试验件热侧板外表面在达到一定的循环周期后气膜孔出口区域均出现了不同程度的裂纹,裂纹沿气膜孔纵向扩展,冷侧板下表面没有发现裂纹.

采用威布尔分析法处理试验样本数据,得到三种层板冷却结构试验件热疲劳特征寿命为 $\eta_{61}=1556$ 循环 $>\eta_{41}=1369$ 循环 $>\eta_{11}=957$ 循环,可以看出:161型试验件热疲劳寿命最长,141型试验件与其大致相当,稍微次之,211型试验件热疲劳寿命最短.

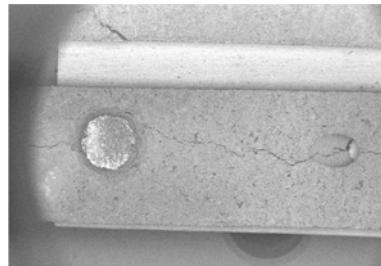
在扫描电镜中对各试验件排气板内、外表面及连接上、下板的扰流柱部位进行观察,也得到了与211型层板试验件相同的结论.对比分析表明,三种结构的试验件裂纹均出现在排气板气膜孔附近,并沿气膜孔纵向扩展,内表面扩展程度大于外表面.扰流柱虽然承受的温度梯度较大,但与气膜孔附近相比强度要好,仅在161型层板试验件3※扰流柱接触的排气板附近可见到由3※气膜孔扩展来的裂纹和由2※气膜孔扩展来的裂纹,这些裂纹均未扩展进入扰流柱,而是绕开扰流柱后继续扩展(图8).



(a) 141型试验件内表面2#气膜孔



(b) 161型试验件内表面2#气膜孔



(c) 161型试验件3※扰流柱

图8 不同层板冷却结构气膜孔及扰流柱裂纹

Fig. 8 Film holes and pin-fin cracks of different types of cooling laminated configurations

5 不同层板冷却结构试验件强度 寿命耦合分析

采用与试验相同的工况分别对三种层板冷却结构试验件进行了气固热耦合强度和寿命数值计算分析,确定层板冷却结构的强度破坏机理,验证层板冷却结构的强度寿命预测分析方法.需要指出本文研究所采用的气固热耦合计算方法属于单向耦合,没有考虑变形对流场的影响.

采用UGNX软件进行实体建模,根据层板试验件的几何特征,为提高计算效率,按中间对称选取半个层板试验件建立耦合计算模型.其中固体域由层板试验件和与其连接的集气腔组成.

采用ANSYS CFX软件对试验件模型进行了流热耦合计算分析.采用ANSYS ICEM软件进行网格划分,固体域采用非结构化网格,流体域使用结构化网格.靠近壁面区域,为了提高计算精度,采用了边界层加密,包括气膜孔、冲击孔、扰流柱以及其他流体会和固体有交界面的区域.边界层加密时使用棱柱形网格填充壁面区域,棱柱网格初始高度为0.001 mm,边界层相邻两层之间的高度之比为1.5(如图9所示).

按照试验实际情况,计算模型四周的边界面指定为对称性边界条件,所有的壁面光滑无滑移.冷气进口温度为298 K,冷气流量为0.369 g/s,试验件外表面壁温为1200 K(927℃),流固交界面按耦合面处理.从温度场分布云图分析,低温区都

是在层板中心部位的冲击孔附近,冲击的对流换热现象比较明显(如图 10 所示)。

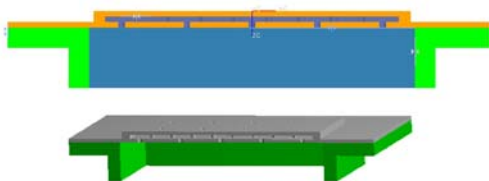


图 9 计算域示意图

Fig. 9 Schematic of computational domain

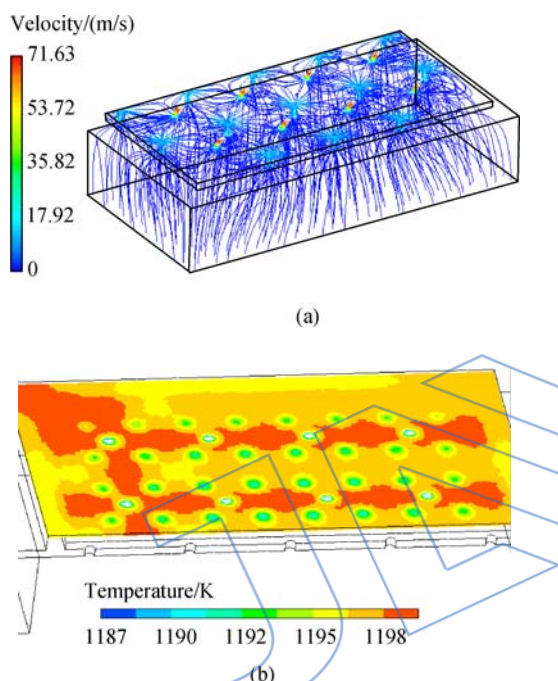


图 10 试验件内部流场及截面温度场计算结果

Fig. 10 Numerical results of flow field within test piece and cross-sectional temperature contour

采用 ANSYS WORKBENCH 软件对试验件模型进行了低循环疲劳寿命分析,计算时只考虑温度载荷,温度场取自 CFX 计算得到的固体域温度,约束结构的刚体位移。

低循环疲劳寿命计算程序中名义应力应变关系按一维线弹性关系处理,即 $\epsilon_n = \frac{\sigma_n}{E}$ 。

局部应力应变关系分两种情况:主循环用材料的循环应力应变曲线 $\epsilon = \frac{\sigma}{E} + \left(\frac{\sigma}{K'} \right)^{1/n'}$,次循环用其滞止回线 $\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\Delta \sigma}{2E} + \left(\frac{\Delta \sigma}{2K'} \right)^{1/n'}$ 。

应变范围计算利用材料的记忆特性和雨流计数法确定应力和应变的峰谷点,得到真正的应力

和应变循环对。由此计算局部应力范围和应变范围。低循环疲劳寿命采用修正的 Manson-Coffin 公式

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} (2N_f)^b + \epsilon'_f (2N_f)^c \quad (1)$$

式中 N_f 为疲劳寿命; $\Delta \epsilon$ 为应变范围; n' , K' , σ'_f , ϵ'_f , b , c 为材料常数; σ_m 为循环的平均应力。

按“0-最终试验状态-0”的循环进行计算,结果表明应力最大值出现在试验件冲击孔和气膜孔处,这是因为此处的温度梯度较大并且孔边存在应力集中(如图 11 所示)。

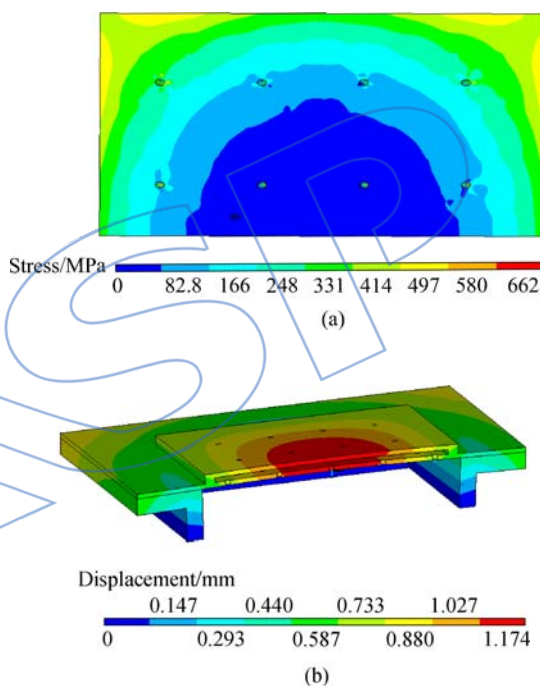


图 11 试验件表面应力及位移计算结果

Fig. 11 Stress and displacement numerical results of test piece surface

从不同结构试验件的热疲劳寿命计算结果可以看到:211 型层板冷却结构热疲劳寿命最低,其次是 161 型和 141 型结构,与试验结果规律基本一致。

6 结 论

本文采用高温试验与数值模拟相结合的方法研究了典型层板冷却结构的热疲劳破坏特性,对比分析了三种不同结构形式的层板冷却结构的抗热疲劳破坏能力,得到以下结论:

1) 层板冷却结构热疲劳裂纹出现在排气板气膜孔附近,并沿气膜孔纵向扩展,内表面扩展程度大于外表面。扰流柱虽然承受的温度梯度较大,

但与气膜孔附近相比强度要好。

2) 试验及热疲劳寿命计算结果表明不同形式层板冷却结构热疲劳寿命存在差异:211型层板冷却结构热疲劳寿命最低,161型和141型层板冷却结构热疲劳寿命相当。 $\eta_{61}=1556$ 循环 $>$ $\eta_{41}=1369$ 循环 $>$ $\eta_{11}=957$ 循环。

3) 采用平板对开分别加工,然后焊接成整体层板冷却结构试验件的方案,即高温合金整体铸造排气板与扰流柱,对进气板与排气板分别打孔后,再将进气板与排气板高温焊接成一体的层板试验件用于高温热疲劳试验研究是可行的。

参考文献:

- [1] Nealy D A, Reider S B. Evaluation of laminated porous wall materials for combustor liner cooling[J]. Journal of Engineering for Power, 1980, 102(4): 268-276.
- [2] Monigia H C, Reider S B. Allison combustion research and development activities[R]. AIAA 85-1402, 1985.
- [3] Wassell A B, Bhangu J K. The development and application of improved combustor wall cooling techniques[R]. ASME Paper 80GT-66, 1980.
- [4] Rolls-Royce Aerospace Group. The jet engine[R]. Derbyshire, UK: Rolls-Royce Aerospace Group Publishing Company, 1986.
- [5] George D G. The application of rapid solidification rate superalloys to radial wafer turbine blade[R]. AIAA 79-1226, 1979.
- [6] Vershure R W Jr. Engine demonstration testing of a cooled laminated axial turbine[R]. AIAA 79-1229, 1979.
- [7] Hess W G. Laminated turbine design and fabrication[R]. NASA CR-159655, 1979.
- [8] 全栋梁, 郁新华, 刘松龄, 等. 层板冷却结构流阻特性的试验与数值模拟[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 425-428.
QUAN Dongliang, YU Xinhua, LIU Songling, et al. Experimental and numerical investigation of internal-flow resistance characteristics in laminate porous plates[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5): 425-428. (in Chinese)
- [9] 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. Investigation of the internal heat transfer characteristics of lamilloy[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(5): 405-410. (in Chinese)
- [10] 全栋梁, 刘松龄, 李江海, 等. 层板冷却特性的试验与数值模拟研究[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 134-138.
QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai, et al. Experimental and numerical investigation of the cooling characteristics in a laminate porous plate[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 134-138. (in Chinese)
- [11] 全栋梁, 刘松龄, 李江海, 等. 多孔层板冷却有效性的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 520-524.
QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai, et al. Experimental investigation of cooling effectiveness of laminate porous plates[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 520-524 (in Chinese)
- [12] 陶智, 魏豪杰, 丁水汀, 等. 典型层板冷却结构中流体流阻与换热特性的试验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 193-198.
TAO Zhi, WEI Haojie, DING Shuiting, et al. Experimental investigation of flow resistance and heat transfer characteristics of typical lamilloy models[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 193-198. (in Chinese)
- [13] 吕东, 陶智, 邓宏武, 等. 两种层板性能对比[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(5): 546-550.
LÜ Dong, TAO Zhi, DENG Hongwu, et al. Performance evaluation and comparison of 2 porous laminated plates[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(5): 546-550. (in Chinese)
- [14] 马龙, 王建华, 吴向宇, 等. 利用红外技术进行层板冷却特性试验研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 657-661.
MA Long, WANG Jianhua, WU Xiangyu. Experimental investigation of the cooling performance of lamilloy using infrared thermal imaging technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 657-661. (in Chinese)
- [15] WANG Jianhua, LÜ Xijia, LIU Qingdong, et al. An experimental investigation on cooling performance of a laminated configuration using infrared thermal image technique[R]. ASME Paper GT2009-59838, 2009.
- [16] 卢元丽, 王鸣, 吉洪湖, 等. 扰流柱对层板冷却叶片前缘传热影响的数值研究[J]. 航空发动机, 2013, 39(2): 57-61.
LU Yuanli, WANG Ming, JI Honghu, et al. Effect of pin-fin on heat transfer of leading edge for laminated plate cooling blade[J]. Aeroengine, 2013, 39(2): 57-61. (in Chinese)
- [17] 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 investigation on the influences of impingement holes on heat transfer of leading edge in lamilloy[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10): 2240-2247. (in Chinese)