

某型燃机支承环故障诊断及改进措施

孙景国^{1,2}, 奚银华³, 季晨^{1,2}, 周渝航^{1,2}

(1. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078; 2. 船舶与海洋工程动力系统国家工程实验室, 黑龙江 哈尔滨 150078; 3. 91991 部队, 浙江 舟山 316000)

摘要:针对某型燃气轮机支承环在试验过程中发生断裂、掉块故障,分别进行了强度计算、振动模态分析、低循环疲劳寿命分析以及断口分析。综合分析结果表明:支承环故障属于高低周复合疲劳;焊缝和螺纹处应力集中导致应力过大而开裂;采取把周向焊缝取消,将月牙板和罩壳一体设计及降低应力集中等措施,使得该故障得以排除。

关键词:低循环疲劳;断口分析;断裂;故障诊断;改进措施

中图分类号:TH133.1 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.09.028

[引用本文格式]孙景国,奚银华,季晨,等.某型燃机支承环故障诊断及改进措施[J].热能动力工程,2021,36(9):214-220. SUN Jing-guo, XI Yin-hua, JI Chen, et al. Fault diagnosis analysis and improvement measures of supporting ring of a gas turbine [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(9): 214-220.

Fault Diagnosis Analysis and Improvement Measures of Supporting Ring of a Gas Turbine

SUN Jing-guo^{1,2}, XI Yin-hua³, JI Chen^{1,2}, ZHOU Yu-hang^{1,2}

(1. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078; 2. National Engineering Laboratory for Marine and Ocean Engineering Power System, Harbin, China, Post Code: 150078; 3. Unit 91991, Zhoushan, China, Post Code: 316000)

Abstract: The strength calculation, vibration mode analysis, low cycle fatigue analysis and fracture analysis were carried out respectively in view of the failure of block loss of certain gas turbine supporting ring during the test. The comprehensive analysis results show that the turbine supporting ring fracture failure is caused by high and low cycle composite fatigue. Stress concentration in welds and threads leads to excessive stress cracking. The fault can be eliminated by canceling the circumferential weld, integrating the design of the cover enclosure and crescent-shaped plate and reducing the stress concentration.

Key words: LCF, fractography analysis, fracture, fault analysis, improvement measure

引言

在某型燃气轮机试验过程中,支承环出现裂纹、掉块故障。该故障导致动力涡轮振动加剧,试验无法正常进行。本文针对该低压涡轮支承环故障进行了详细分析,揭示了该支承环的设计缺陷及故障原因并提出了解决措施。

1 故障概述

某型燃气轮机低压涡轮支承环结构如图1所示,材料为GH3039。故障发生在燃气轮机疲劳考核试验过程中,试验循环工况为慢车工况—额定工况—慢车工况。试验过程中动力涡轮振动突然加剧,发动机运行声音异常,初步判断为发动机出现故障,立即停止试验。

收稿日期:2021-03-27; 修订日期:2021-05-17

基金项目:国家科技重大专项(2017-V-0003)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2017-V-0003)

作者简介:孙景国(1978-),男,山东临邑人,中国船舶集团有限公司第七〇三研究所高级工程师。

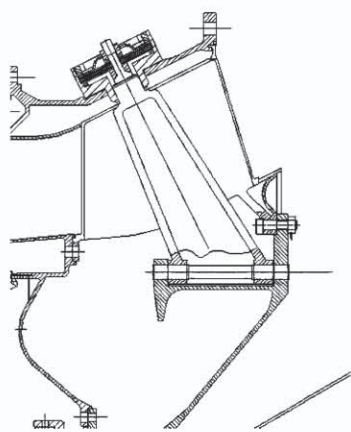


图 1 低压涡轮支承环结构

Fig. 1 Assembly structure of low pressure turbine supporting ring

将动力涡轮与燃气发生器脱开后,发现低压涡轮支承环发生严重故障,内罩壳组件中罩壳与月牙板之间的周向焊缝开裂接近 90% (图 2),内罩壳后部支撑部位有多处轴向裂纹及掉块现象(图 3),相对应的月牙板上螺钉部位有多处径向裂纹(图 4)。



图 2 内罩壳与月牙板间焊缝开裂

Fig. 2 Crack of welding line between inner enclosure and crescent-shaped plate



图 3 内罩壳撕裂掉块

Fig. 3 Tore and chipping of inner enclosure

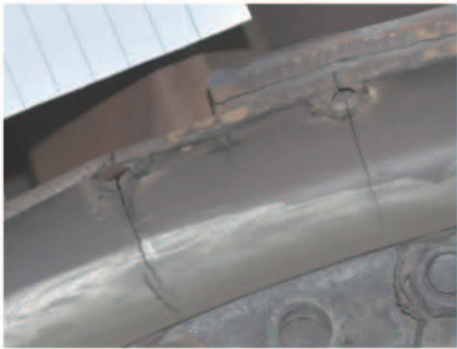


图 4 月牙板径向裂纹

Fig. 4 Radial crack on crescent-shaped plate

发生故障时,试验共进行了 1 009 个循环周期,期间还进行了 10 余次紧急停车试验。

2 理论分析

2.1 分析模型

内罩壳与月牙板结构示意图见图 5。支承环里面均布着 9 板支柱,故取支承环的 1/9 扇块建立有限元模型,如图 6 所示。

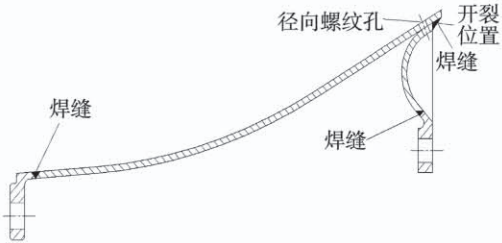


图 5 内罩壳与月牙板结构

Fig. 5 The structure of inner enclosure and crescent-shaped plate

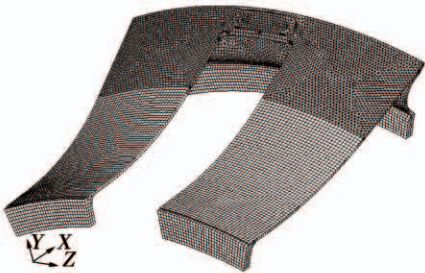


图 6 有限元模型

Fig. 6 Finite element model

由于轴向孔处未出现裂纹,故模型未考虑前后两个轴向孔的影响,只考虑了径向螺纹孔的影响。

对出现裂纹以及掉块的位置利用二次四面体单元进行有限元网格划分,并对网格尺寸按 1.0 mm、0.5 mm、0.3 mm、0.2 mm 进行网格无关性验证,最终按网格尺寸 0.3 mm 进行网格细化,以消除网格因素的影响。在扇块的两个子午面上施加循环对称约束,在月牙板的轴向螺栓孔处施加轴向和周向位移约束。支承环在额定工况和慢车工况的温度场分布如图 7 和图 8 所示。

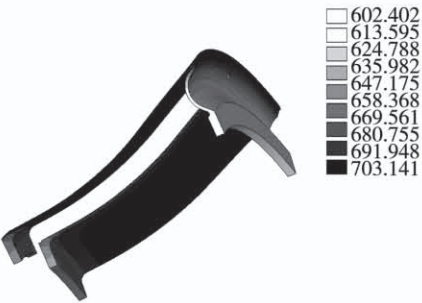


图 7 额定工况下内罩壳与月牙板温度分布图(℃)
Fig.7 Temperature distribution of the rated condition of inner enclosure and crescent-shaped plane



图 8 慢车工况下内罩壳与月牙板温度分布图(℃)
Fig.8 Temperature distribution of low speed condition of inner enclosure and crescent-shaped plane(℃)

2.2 计算分析

为找出低压涡轮支承环产生故障的原因,对试验状态下低压涡轮支承环的应力、振动以及低循环疲劳寿命进行了计算分析。

2.2.1 应力分析

额定工况下低压涡轮支承环的最大等效应力产生在月牙板与内罩壳的焊缝处,等效应力分布如图 9 所示,最大应力区的平均应力为 685 MPa。在慢车工况该处的平均应力为 178 MPa,即该处在慢车工况至额定工况的应力变程为 507 MPa。

排除焊缝夹角处,额定工况时结构的最大等效应力点在月牙板上的径向螺纹孔处(模型中该孔是按照光孔处理),等效应力分布如图 10 所示。最大应力达到 427 MPa,该应力略小于材料的拉伸强度。该点在慢车工况的应力为 138 MPa,即该处在慢车工况至额定工况的应力变程为 289 MPa。

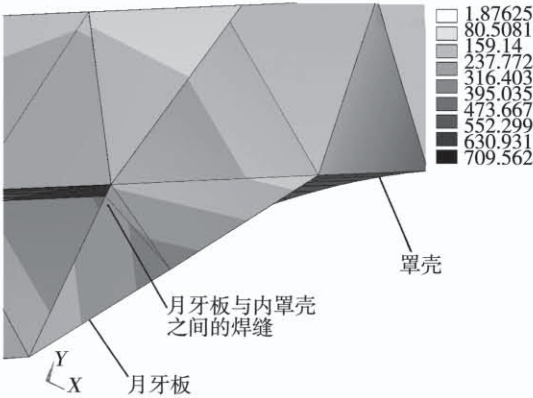


图 9 月牙板与内罩壳焊缝处的应力分布(MPa)
Fig.9 Stress of welding line between inner enclosure and crescent-shaped plate

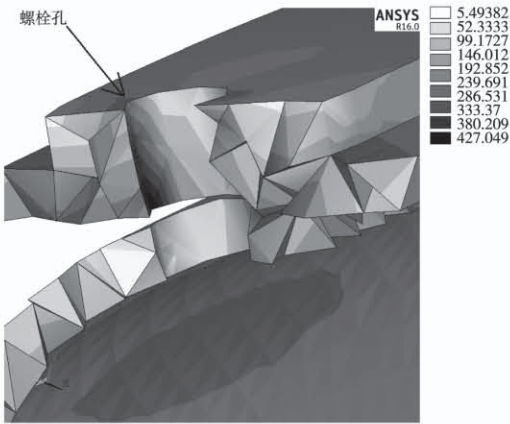


图 10 螺纹孔处的等效应力分布(MPa)
Fig.10 Equivalent stress distribution of threaded hole(MPa)

除了以上两个大应力区外,在额定工况内罩壳镂空处的应力也比较大,该处的等效应力分布如图 11 所示。边缘的最大等效应力为 388 MPa,该处在慢车工况的应力为 125 MPa,即该处在慢车工况至额定工况的应力变程为 263 MPa。

月牙板与内罩壳的周向焊缝处在额定工况下的应力已经超过了材料的拉伸强度。该处焊缝在此次故障前,曾经出现过开裂,后经补焊处理并用径向螺

钉加固。因此焊缝处有可能会有应力集中,即实际应力水平比计算值大,这说明在该处设计成焊接结构是结构设计的一个缺陷。螺纹孔处由于计算资源的限制,并没有建立螺纹的模型。如果考虑到螺纹导致的应力集中,该处的应力变程大于计算结果,甚至超过材料的疲劳强度,进而产生疲劳破坏,导致裂纹的产生。焊缝处、螺纹孔处以及镂空处最大应力位置与产生裂纹、掉块位置基本相符,由此推断低压涡轮支承环裂纹、掉块均可能是低循环疲劳断裂。

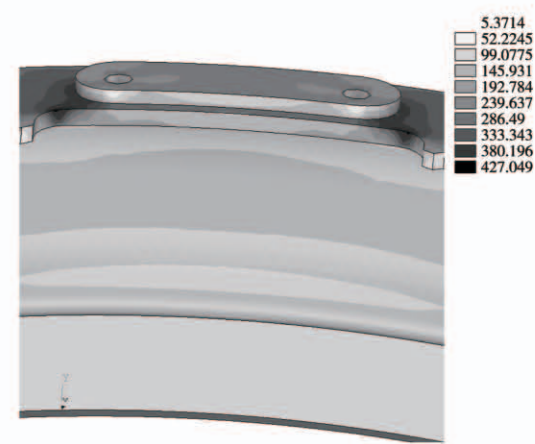


图 11 内罩壳镂空处的等效应力分布 (MPa)
Fig.11 Equivalent stress distribution of hollow location
of inner enclosure (MPa)

2.2.2 振动分析

当月牙板与内罩壳的焊缝开裂后,内罩壳的 4 节径 1 阶频率为 258 Hz,该频率与额定工况转速的 2 倍频的共振裕度为 6%,即内罩壳存在着 4 节径 1 阶共振的可能性。内罩壳 4 节径 1 阶的振型如图 12 所示。

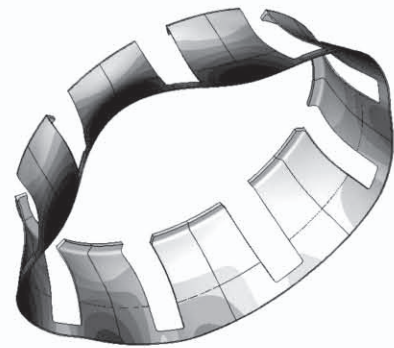


图 12 内罩壳 4 节径 1 阶振型
Fig.12 The 1st mode shape of 4th nodal diameter
of inner enclosure

2.2.3 低循环疲劳寿命评估

根据燃气轮机的试验循环谱,对低压涡轮支承环内罩壳与月牙板周向焊缝处、螺纹孔处、内罩壳镂空处的低循环疲劳寿命进行了分析^[1]。分析结果表明,焊缝处低循环疲劳寿命为 900 个循环,螺纹孔处考虑到螺纹的应力集中(应力集中系数取为 2),该处低循环疲劳寿命也低于 900 个循环,内罩壳镂空处的低循环疲劳寿命大于 2500 个循环。这说明焊缝处、螺纹处的低循环疲劳寿命很低,这一分析结果与裂纹、掉块的位置基本相符,说明低压涡轮支承环开裂、掉块是低循环疲劳引起的。

2.3 理论分析结论

(1) 低压涡轮支承环内罩壳与月牙板周向焊缝处的应力已经超过材料的拉伸强度,这说明该结构设计不合理,需要进行改进;

(2) 低压涡轮支承环内罩壳与月牙板周向焊缝处和螺纹孔处最大应力位置与裂纹、掉块位置基本吻合,且低循环疲劳寿命偏低。由此推断,低压涡轮支承环焊缝处、螺纹孔处的断裂均可能是低循环疲劳断裂;

(3) 低压涡轮支承环内罩壳与月牙板周向焊缝处开裂后,内罩壳存在共振的可能性。根据文献[2],当存在共振时,振动应力对低循环疲劳寿命有着决定性的影响。由此推断,内罩壳镂空处的裂纹是高低周复合疲劳断裂;

(4) 在低压涡轮支承环焊缝首次开裂后,采取补焊和用螺钉固定的办法补救,这种方法没有考虑到螺纹的应力集中,导致螺纹孔处开裂,进而引起月牙板的径向裂纹产生。

3 断口分析及材质检验

3.1 断口分析

3.1.1 内罩壳断口

内罩壳断口形貌特征如图 13 所示。内罩壳基体断口呈暗黄色,且氧化严重,断口较齐平。扫描电镜观察,断口为多源疲劳断口,起源于焊缝断裂处和内罩壳板材的两侧,向心部充分扩展,疲劳弧线明显^[3]。显微观察,断口源区未见材料缺陷,扩展区可见疲劳条带,显微特征如图 14 所示。

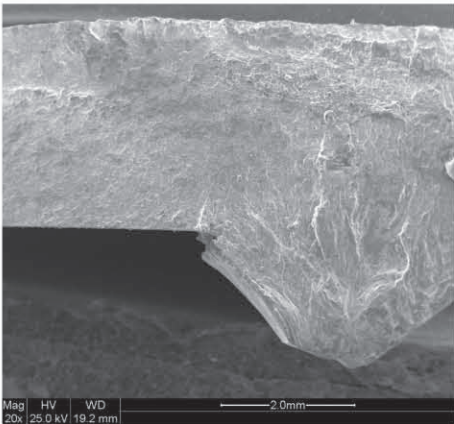


图 13 内罩壳断口疲劳弧线

Fig. 13 Fatigue arc on fracture surface of inner enclosure

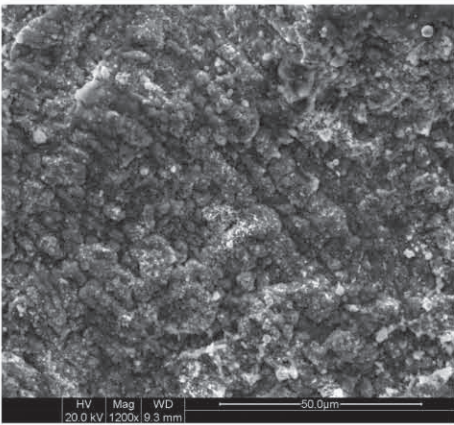


图 14 内罩壳断口疲劳条带

Fig. 14 Fatigue striations on fracture surface of inner enclosure

3.1.2 内罩壳与月牙板周向焊缝处裂纹断口

宏观观察焊缝处断口，断口呈黑色，且氧化严重，断口上摩擦痕迹明显。扫描电镜观察，断口为多源疲劳断口，两侧起裂，源区未见材料缺陷，扩展棱线明显。

隐约可见疲劳条带，其形貌较少，主要为快速扩展形成的特征，即滑移平面和滑移台阶^[4]，断口形貌如图 15 所示。

3.1.3 月牙板断口

月牙板断口呈黑色，且氧化严重，月牙板的凹面区断口较齐平，另一侧较粗糙。扫描电镜观察，两断口均为多源疲劳断口，起源于焊缝断裂处和螺纹口以及月牙板凹面一侧，向另一侧扩展，疲劳弧线明显，断口源区未见材料缺陷，扩展区可见疲劳条带，

宏观形貌及微观特征如图 16、图 17 所示。

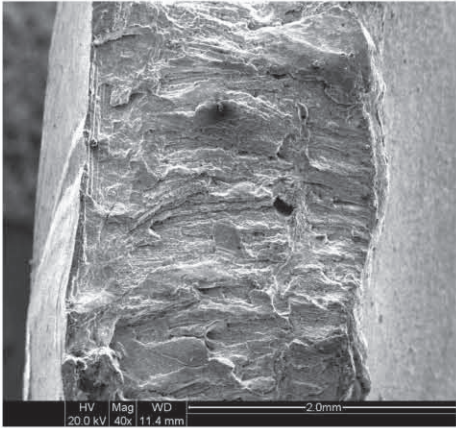


图 15 焊缝处断口形貌

Fig. 15 Fracture surface morphology of welding line

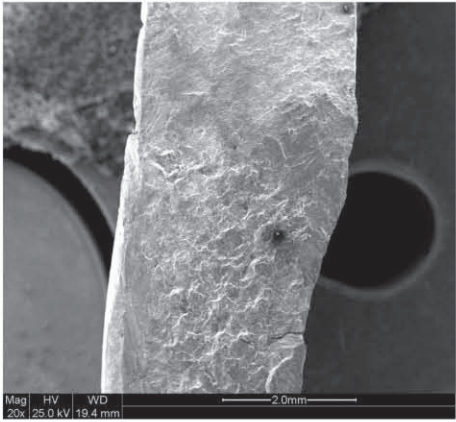


图 16 月牙板断口疲劳弧线

Fig. 16 Fatigue arc on fracture surface of crescent-shaped plate

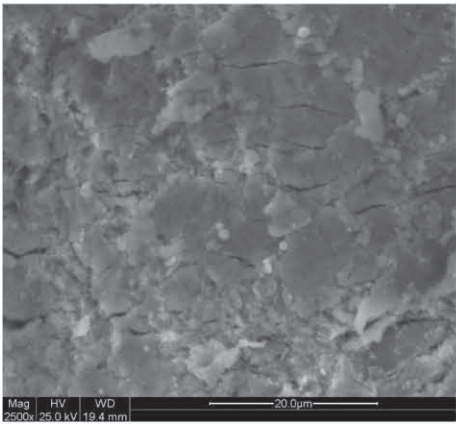


图 17 月牙板断口疲劳条带

Fig. 17 Fatigue striations on fracture surface of crescent-shaped plate

3.2 金相分析

磨制内罩壳与月牙板裂纹附近区域的金相试样。经显微观察,月牙板焊缝区未见气孔、夹杂等缺陷,焊缝宽度约 2 mm,月牙板显微组织为单相奥氏体和少量的碳化物,如图 18 ~ 图 19 所示,内罩壳显微组织为单相奥氏体和少量的碳化物^[5],如图 20 所示。

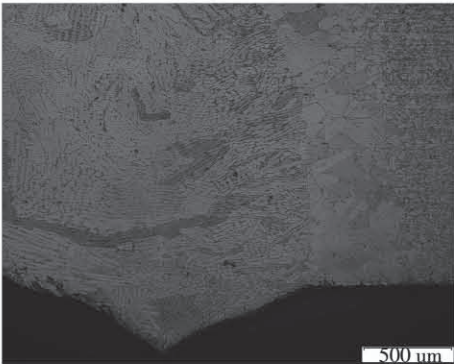


图 18 焊缝区显微组织

Fig. 18 Microstructure of welding region

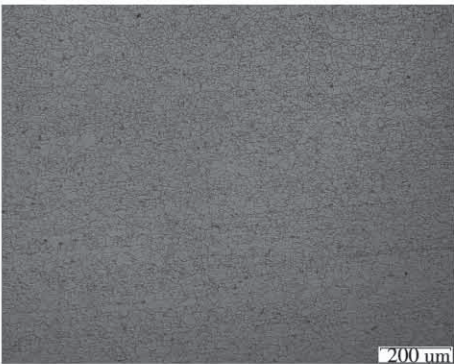


图 19 月牙板显微组织

Fig. 19 Microstructure of crescent-shaped plate



图 20 内罩壳显微组织

Fig. 20 Microstructure of inner enclosure

由金相分析可知,产生裂纹的 3 处区域材料显微组织均正常。

3.3 硬度及化学成分分析

在内罩壳断裂部位附近取样,其硬度为 208HV0.5,满足设计要求。经谱镜分析,内罩壳成分基本符合 GH3039^[6]的技术要求。

3.4 断口分析及材质检验结论

经过金相分析及硬度、化学成分分析,低压涡轮支承环的材料显微组织正常,化学成分符合材料要求,硬度满足结构设计要求。

通过对低压涡轮支承环焊缝处、内罩壳、月牙板的断口进行观察分析可知,3 处断口均为多源疲劳断口,即 3 个部位的断裂均为疲劳断裂。

4 处理措施

低压涡轮支承环故障主要是由于周向焊缝处和螺纹孔处的应力集中,导致两处的应力过大,引起疲劳破坏。焊缝开裂后,罩壳镂空处在高低周复合疲劳作用下发生裂纹。为增加结构可靠性和减少结构薄弱部位,采取措施:一取消了罩壳与月牙板之间的周向焊缝;二将月牙板与罩壳进行一体化设计,取消了螺纹孔和焊缝,降低了结构的应力集中因素。改进后的结构如图 21 所示。

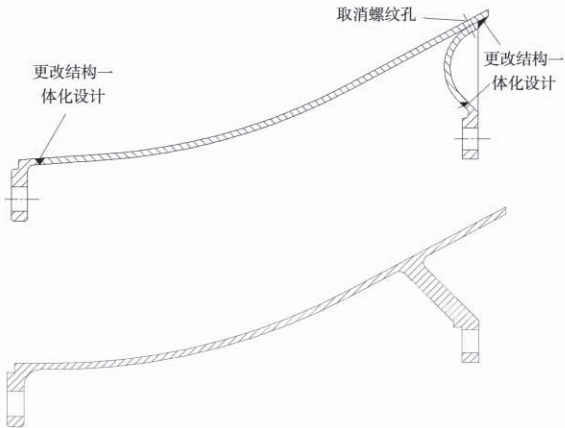


图 21 内罩壳与月牙板改进后的结构示意图

Fig. 21 Schematic diagram of improved structure of inner enclosure and crescent-shaped plate

经过应力分析,低压涡轮支承环整体的应力水平明显下降,与原结构焊缝相同位置的局部应力为 85 MPa,远低于材料的屈服强度。改进结构后,该型燃机已安全运行 3 500 h。

5 结 论

(1) 低压涡轮支承环焊缝或螺纹造成的应力集中导致内罩壳与月牙板周向焊缝处和月牙板处的断裂均为低循环疲劳断裂,内罩壳处的断裂为高低周复合疲劳断裂。

(2) 经过结构改进,消除了焊缝和螺纹孔的应力集中,使整个结构的应力水平明显下降,实际运行证明改进后的结构安全可靠。

参考文献:

[1] 蔚夺魁,邵丕仁. 某型发动机涡轮盘销钉孔边低循环疲劳寿命分析[J]. 航空发动机,2000(02):37-41,51.
YU Duo-kui,SHAO Pi-ren. Low cycle fatigue life analysis for the Pin-hole of a turbine disk of a certain type of engine [J]. Aero-engine,2000(2):37-41,51.

[2] 宋兆泓. 航空发动机可靠性与故障抑制工程[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2002.
SONG Zhao-hong. Aeroengine reliability and fault suppression engineering[M]. Beijing:Beihan University Press,2002.

[3] 刘新灵,张 铮,陶春虎. 疲劳断口定量分析[M]. 北京:国防工业出版社,2010.
LIU Xin-ling,ZHANG Zheng,TAO Chun-hu. Quantitative analysis of fatigue fracture [M]. Beijing: National Defense Industry Press,2010.

[4] 航空航天工业部航空装备失效分析中心. 金属材料断口分析及图谱[M]. 北京:科学出版社,1991.
Aviation Equipment Failure Analysis Center of the Ministry of Aerospace Industry. Fracture analysis and map of metallic materials [M]. Beijing: Science Press,1991.

[5] 任颂赞,张静江,陈质如. 钢铁金相图谱[M]. 上海:上海科学技术文献出版社,2003.
REN Song-zan,ZHANG Jing-jiang,CHEN Zhi-ru. Metallographic atlas of iron and steel[M]. Shanghai:Shanghai Science and Technology Literature Press,2003.

[6] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册. 第二卷:变形高温合金 铸造高温合金[Z]. 第2版. 北京:中国标准出版社,2001.《China Aviation Materials Handbook》Editorial Committee. China Aviation Materials Handbook. Volume 2: Deformed superalloys casting superalloys [Z]. 2nd Edition. Beijing: China Standard Press,2001

(丛 敏 编辑)