



航空装备失效典型案例剖析

陶益康 万平生 钟培道 主编

国防工业出版社

航空装备失效典型案例析

陶春虎 习年生 钟培道 主编
杨育中 吴学仁 王仁智 宋兆泓 审定



965077

国防工业出版社

·北京·

图书在版编目(CIP)数据

航空装备失效典型案例分析/陶春虎等主编. —北京:
国防工业出版社, 1998. 2
ISBN 7-118-01831-7

I. 航… II. 陶… III. 航空-设备-失效分析 IV. V24

中国版本图书馆 CIP 数据核字(97)第 22276 号

国防工业出版社 出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号)

(邮政编码 100044)

北京怀柔新华印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 16 $\frac{3}{4}$ 385 千字

1998 年 2 月第 1 版 1998 年 2 月北京第 1 次印刷

印数: 1—1500 册 定价: 60.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

编辑委员会

主 任 杨育中

副主任 吴学仁 张景武

委 员 (按姓氏笔画为序)

习年生	王仁智	王慧芳	田运通	权义宽
刘庆琼	李凤梅	李命兰	李惕冰	李锦华
宋兆泓	张国庆	张 栋	陈运西	季留法
金淑惠	赵维勋	贺书奎	胡祥松	钟华仁
钟培道	姜亦田	夏祥泰	晏 翔	陶春虎
黄朝辉	曾凡昌			

序 言

诞生于上世纪末并在本世纪得到飞速发展的航空运载装备,在给人类带来极大便利的同时,也引发过一些悲惨的空难事件。例如,英国“彗星号”客机的失事,美国 F-111 军用飞机机翼断裂,“挑战者”号航天飞机空中爆炸等等。这些悲剧一次又一次地告诫人们:质量与可靠性是航空工业的生命,必须进行严格的管理与控制。另一方面,也使人们领悟到客观世界的复杂性,认识世界,改造世界,永无止境。失败是成功之母。通过对失败的分析,汲取教训,走向自由王国。

航空装备失效分析是一项专门的学科,旨在经过分析,判断失效事件的原因,找出失效的机理与规律,进而为提高航空产品的质量与可靠性水平、主动预防和主动改进提供依据。由于航空装备结构、系统异常复杂,出现失效的随机性很大,单点或局部的失效有时会引发重大事故,造成机毁人亡。灾难性事故还往往会引起社会广泛关注。因此,航空装备失效分析是一项十分困难,有时又是十分敏感的一项工作。

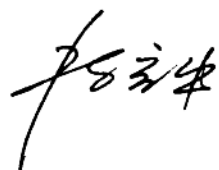
随着航空科学技术的发展和航空工业管理水平的提高,当今,航空装备失效事件只是小概率事件。因此,对每一事件的分析都是十分宝贵的经验。中国航空工业总公司失效分析中心收集了 1988 年以来,在航空装备设计、制造、台架试车、试飞及服役过程中发生的数百个航空装备或零部件失效的案例,从中选择了 40 个典型案例,经过专家们的系统加工整理,构成《航空装备失效典型案例分析》一书。中国航空工业总公司失效分析人员资格鉴定委员会组织全体委员并邀请一些国内失效分析方面的知名专家对该书的内容进行了修改和审查。中国航空工业总公司有关司局也对案例的内容与结论进行了审定。

1988 年我们曾经组织出版过《航空机械失效案例选编》。这次出版的《案例分析》与《案例选编》相比,更加注重对典型的案例进行系统性综合分析。对每一案例的分析,均请设计、力学及材料等方面的专家参加,以便找到导致失效乃至事故的深层次原因。另一方面还对所采取的预防措施的效果进行了分析与评估。鉴于目前航空装备上的电子和电控元器件及非金属材料广泛应用,本书增加了电子和电控元器件及非金属材料零部件失效的典型案例分析。全书突出失效分析的思路和分析方法,有助于举一反三。由于航空装备失效分析的难度较大,对本书所列案例的分析可能会有不同的看法,这是很正常的。望读者遵循“百家争鸣”的方针,进行深入的探讨,以推动航空装备失效分析的发展,为提高航空产品的质量和可靠性水平做出贡献。

展望未来,一场新的技术革命正在发生。航空科学技术日新月异。为适应航空工业发展的需要,我们要加强对航空装备失效分析技术的研究,与断裂力学、损伤力学、疲劳等学科的发展相辅相成。同时更加注重对发生过的失效案例进行分析,认识——实践——再认识——再实践。航空装备失效分析材料是宝贵的财富,是多少科技工作者智慧的结晶,必须十分珍惜。今后,我们计划每五年出版一集《航空装备失效典型案例分析》,它将是默默

无闻的失效分析工作者用汗水培育的鲜花和果实。

最后对为本书的出版做出贡献的中国航空工业总公司失效分析中心的各位同志,参与审定的各位专家及总公司有关司局的同志,深表谢意!

A handwritten signature in black ink, appearing to read '杨文华' (Yang Wenhua). The signature is stylized with fluid, connected strokes.

目 录

某涡喷系列发动机一级涡轮叶片延伸段断裂失效原因分析及预防措施·····	刘庆琰(1)
311 号发动机一级涡轮叶片断裂失效原因研究·····	钟培道 阎海(7)
某发动机四级压气机工作叶片榫头断裂分析·····	刘庆琰(15)
某新机二级涡轮叶片早期失效与 Al-Si 涂层的关系·····	权义宽 张银东(21)
WP—6 发动机三齿二级涡轮叶片断裂失效原因及预防 ·····	钟培道 朱正兴 赵四辈(28)
WP—7 系列发动机二级压气机工作叶片“掉块”失效分析·····	刘庆琰(40)
一级涡轮叶片裂纹分析·····	李惕冰 周启蓉 宋海荣(47)
WP—6 二级涡轮盘榫齿断裂失效综合分析·····	钟培道 谢明立 张熹(51)
WP—7 发动机四级压气机盘裂纹分析·····	钟培道 阎海(64)
高压涡轮盘炸裂原因分析·····	田继丰 于维成 刘兴志 苏会和 朱桂秋(71)
某发动机减速器一级内齿圈断裂失效分析·····	郭志光 罗亚兰 胡祥松(80)
中减螺旋齿轮裂纹分析及可靠性评估·····	马侃楚 陶春虎 阎海 魏文山(87)
发动机减速器齿轮系统失效分析·····	刘英俊 石健 钟培道 陶春虎(93)
关于调速器齿轮及轴承圈失效的原因分析·····	张自国 徐丁丁 王丽娜 苑初明(101)
WJ—5A I 发动机主动齿轮失效分析·····	谭帅(106)
磨削烧伤导致齿轮齿面剥落·····	刘金 宫永明(111)
黑鹰 831 号直升机尾减速器输出齿轮轴失效分析·····	张栋(117)
轴承内环接触疲劳损伤的研究·····	宫永明(124)
发动机煤油管爆破分析·····	傅国如(130)
图-154 飞机发动机承力拉杆断裂分析·····	石健 阎海 张熹 陶春虎(135)
不锈钢钎焊接头中“溶蚀”及沿晶开裂带成因分析及其预防·····	钟栋梁 于希平(140)
WP—8 发动机燃烧室外套爆破原因和预防措施研究·····	张栋 陶春虎(145)
130KN—154 发动机非包容爆裂事故的原因、启迪与教训·····	钟培道(154)
电机软轴的断裂失效分析·····	阎海 陈鸷 吴培远(161)
LD10 铝合金制主起落架刹车轮毂失效分析与预防·····	钟培道 习年生 陶春虎(166)
某飞机舵机液压箱压板固定螺钉断裂原因分析·····	阎海 陶春虎 习年生 张熹(171)
歼教五飞机机翼主梁断裂分析·····	王雪屏 刘贵才 张栋(176)
ZM5 前轮转弯活门支架裂纹分析·····	王红英(182)
YB—3 舱盖玻璃开裂失效分析·····	徐世清(186)
直升机复合材料星形件及旋翼断裂性质分析·····	许凤和(194)
飞机座舱空调部件的冲蚀失效·····	马宗理(199)
飞机飞行员弹射救生系统失效分析·····	王伟(204)

燃油泵球形座与保持架咬卡故障原因分析.....	焦健民 翟云世 陶春虎	(209)
航空燃油泵调节器中分油活门卡滞分析.....	黄朝辉	(213)
主燃油泵随动活塞皮碗断裂失效分析.....	钟培道 习年生	(227)
安-24 飞机高压燃油泵传动轴断裂失效分析	阎海 苏锡九	(233)
飞机螺旋桨密封胶圈断裂失效分析.....	刘仲文	(238)
导弹尾舱后段断裂分析.....	习年生 阎海 陆政 陶春虎	(242)
某导弹用加温装置失效分析与预防措施.....	张克俭 陶春虎 阎海 唐科伦	(249)
JS9 滑油油位指示器故障分析及改进	张兴华	(255)

某涡喷系列发动机一级涡轮叶片 延伸段断裂失效原因分析及预防措施

刘庆琼

1 概 述

某型发动机一级涡轮叶片是由 K417 镍基高温合金真空精铸而成,叶片高度为 102.6mm,叶冠为平行四边形阻尼结构,有 9 个冷却气孔,冷却空气从叶片延伸段两侧(叶背 3、5、6、8 孔,叶盆 1、2、4、7、9 孔)九个孔流入,从叶冠的小孔排出,汇入燃气通道。发动机由于采用精铸空心涡轮叶片后,涡轮进口温度大约提高 100℃ 左右。涡轮转子最高转速为 11440r/min,叶片表面最高工作温度为 900℃。叶片静频测量结果见表 1。

表 1 一级涡轮叶片静频测量结果

振 型	一阶弯曲	二阶弯曲	一阶扭转
频率/Hz	648~649	2751	1604~1658
注:静频测量在气体激振疲劳试验机上进行。			

叶片的首翻期寿命由 50h 延长到 100h、200h,采用无余量精铸技术后,在一些发动机上已延长到 300h。到目前为止,该叶片已生产二十多万件,装配 2000 多台发动机,已在国内、外广泛使用。

该系列发动机一级涡轮叶片延伸段断裂失效从 1988 年 4 月至 1992 年 9 月共发生六起,详见表 2。

表 2 某涡喷系列发动机一级涡轮叶片延伸段断裂统计表

发动机号	总工作时间	返修后工作时间	断裂位置	断裂日期
P7B82072	199h	99h	3、5、6 孔间裂纹	1988. 04
32P7B402015	199h50min	51min50s	3、5、6 孔处折断	1991. 04
32P7B301038	420h25min	四次大修后 24h23min	5、6 孔处折断	1991. 11
P7B81022	343h46min	143h46min	3、5、6、8 孔处折断	1992. 04
15 Ⅱ P7872101	342h51min	143h51min	3、5、6、8 孔处折断	1992. 06
35P7C801017	174h		3、5、6、8 孔处折断	1992. 09

叶片断裂有的发生在空中,有的发生在地面试车过程中。大部分叶片断裂造成发动机涡轮不同程度的损伤,见图 1,但未造成严重事故。叶片断裂部位均在延伸段九个小孔处,



图1 101[#]发动机一级涡轮叶片折断损伤涡轮转子外观

从叶背一侧的3、5、6、8孔起始,向叶盆面一侧扩展,各叶片断裂的宏、微观特征基本相同。

本文重点对15ⅡP732101号(简称101[#])发动机一级涡轮叶片断裂失效原因进行了分析研究,在此基础上探讨了预防措施。

2 材质分析

对断裂的叶片材料的冶金质量进行检验,化学成分(见表3)、力学性能(见表4)等均符合Q/14BF2017技术条件的要求。金相组织 γ' 相正常,显微疏松为1级。

表3 叶片化学成分(材料K417合金、炉号84CBH14)

元 素	C	Cr	Co	Mo	Al	Ti	B	Zr	V
含量 % (质量)	0.17	8.86	15.25	3.17	5.39	4.86	0.0176	0.066	0.83
Q/14BF2017	0.13~ 0.20	8.5~ 9.5	14.0~ 16.0	2.5~ 3.5	4.8~ 5.6	4.5~ 5.0	0.012~ 0.022	0.05~ 0.09	0.6~ 0.9

表4 叶片力学性能(材料K417合金、炉号84CBH14)

项目 炉号	900℃高温拉伸		950℃持久		
	σ_t /MPa	δ_5 /%	ψ /%	σ /MPa	持久时间
84CBH14	730	10.0	17.5	235	40h30min
Q/14BF2017	≥ 637	≥ 6.0	≥ 8.0	235	≥ 40 h

3 断口分析

3.1 断口宏观特征

叶片断口宏观形貌如图2,整个断面具有典型的疲劳断裂特征:即疲劳源区,裂纹扩展区和瞬断区。裂纹源起始于叶片延伸段叶背一侧3、5、6、8孔的两孔角处,属多源疲劳断

裂。诸疲劳源之间存在较大的高度差,在裂纹扩展过程中互相汇合形成多个疲劳台阶,其中以6孔和8孔之间的高度差最明显,大约2mm左右。在每个台阶的断面上均有完整的疲劳弧线(贝纹花样)。其中6孔处的疲劳源,裂纹扩展区最大,证明6孔两孔角处为主疲劳源。

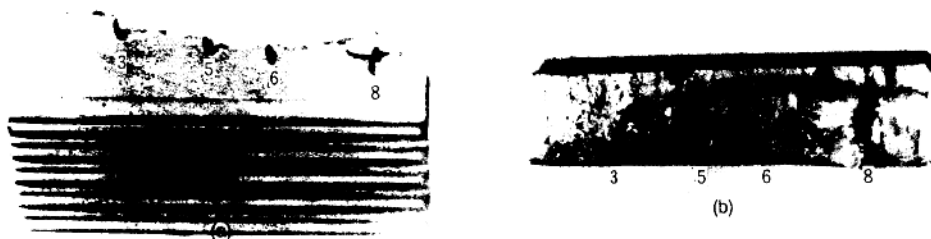


图2 101°发动机涡轮叶片断裂形貌
(a)裂纹起始于延伸段3、5、6、8孔角处;(b)断口宏观形貌。

疲劳裂纹总的走向是从叶背向叶盆稍偏向进气边方向呈扇形扩展,有明显的疲劳弧线、疲劳台阶和小刻面;扩展区与瞬断区界线清晰,呈圆弧状,疲劳扩展面积约占总面积的70%左右。断面呈现不同的色彩,源区为黄褐色,扩展区为蓝色,快速扩展为深黄色,瞬断区为灰色。

在裂纹起始区,未发现夹杂、疏松等冶金缺陷。冷却孔尖边倒圆比较圆滑,符合标准样件的要求,但孔角都有倒角后形成的二次棱和残留的金属卷边,最大尺寸约100μm左右。

3.2 断口微观观察

在扫描电镜下观察叶片断口,发现有四个明显的疲劳源,即6孔左、右孔角、3孔左孔角、5孔左孔角和8孔左、右孔角。6孔左侧裂纹起始于倒角的二次棱处,右侧裂纹起始于倒角的卷边处,裂纹起始区未发现冶金缺陷,渗铝层均匀、正常,如图3。由6孔两侧起始的裂纹扩展区最大,向左扩展6.6mm,向右扩展7mm,向叶盆扩展8.3mm;由3孔左侧起始的裂纹,向左扩展6mm,向叶盆扩展2.5mm;由5孔左侧起始的裂纹,向左扩展5.5mm,向叶盆扩展4mm;由8孔两侧起始的裂纹,向左扩展2mm,向右扩展到延伸段的端面,向叶盆扩展6.5mm。显然,6孔两侧领先萌生主疲劳裂纹,在主裂纹扩展过程中,其它孔角相继萌生裂纹并扩展。

疲劳源是一个光滑的亮面,平坦无明显的特征。在源区的亮面上有多条放射状的棱线,放射线汇聚在孔角处;在近源区有许多疲劳弧线、弧线的法线也汇聚在孔角处(见图3),证明疲劳裂纹萌生于孔角处。对源区的亮面进行劳埃背反射照相,确定这类亮面的晶面指数是{111}。由此证明铸造镍基高温合金疲劳裂纹沿滑移面{111}萌生、扩展并形成平坦的亮面。

疲劳裂纹扩展区有多条明显的疲劳弧线,同时疲劳弧线上又有明显的二次疲劳台阶,如图4。在疲劳弧线之间可观察到疲劳条带,如图5。另外,还发现疲劳条带宽窄、间距在不同的扩展区差别较大。上述特征证明,疲劳裂纹扩展过程中,交变应力的幅值变化较大,并经历过多次振动和多次停歇的过程。



图3 叶片6孔左、右孔角处的疲劳源
(a)6孔左角疲劳源,350 $\times$; (b)6孔右角疲劳源。

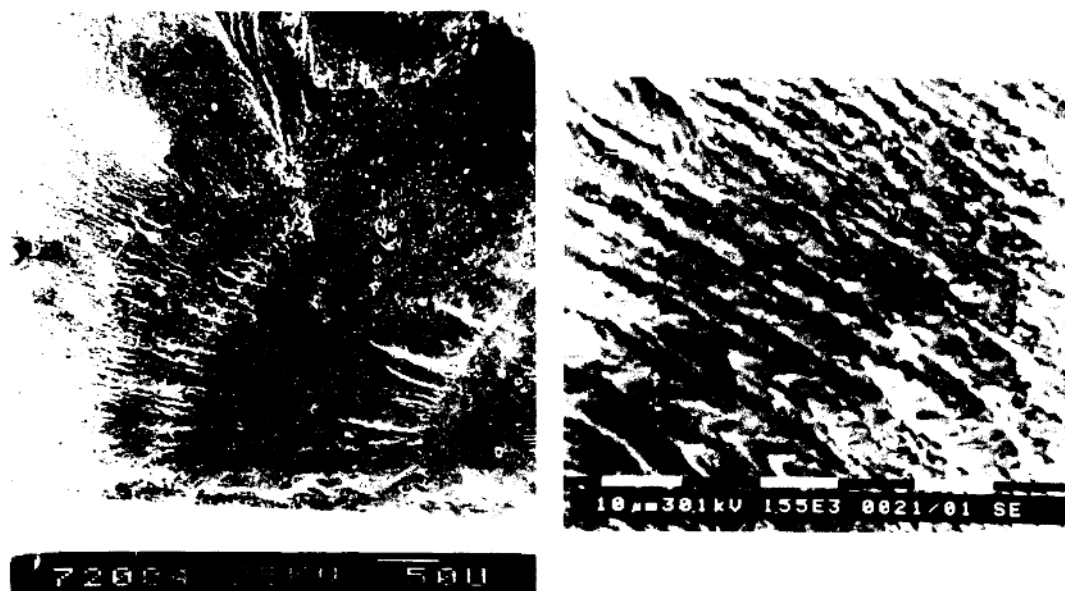


图4 扩展区疲劳弧线及起始于疲劳弧线的
二次疲劳台阶

图5 6孔裂纹扩展区的疲劳条带

瞬断区约为断口面积30%左右。瞬断区与扩展区有明显的交界线,并观察到显微疏松(尺寸为 $100\mu\text{m}\times 20\mu\text{m}$),如图6。瞬断区为韧窝特征,如图7。



图6 6孔裂纹扩展区与瞬断区交界线

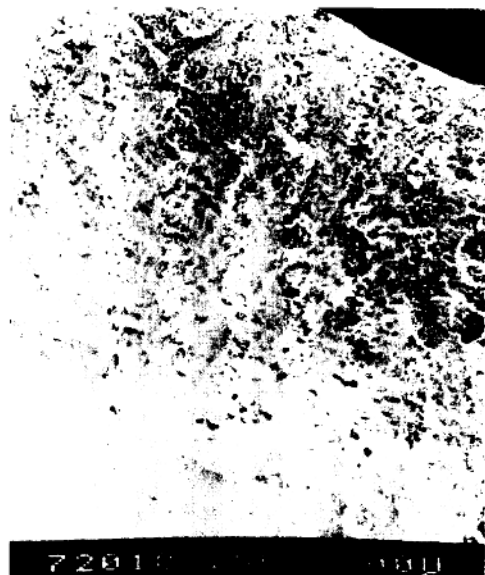


图7 瞬断区疲劳窝形貌

4 分析讨论

(1)某涡喷系列发动机一级涡轮叶片延伸段折断是一个重复性故障,根据表2六起事故观察到的征候,叶片断裂有下列相似之处:

①叶片延伸段裂纹或折断都是在首翻期满大修时发现或经大修后在继续使用中发生的。

②叶片断裂位置基本相同,断裂源都起始于延伸段叶背一侧6孔处,然后扩展到3、5、8孔。

③叶片断裂特征相似,具有典型的多源疲劳断裂特征,裂纹走向从叶背向叶盆扩展,疲劳裂纹扩展区较大,约占断口面积的70%~75%。

④与折断叶片相邻的叶片叶根缘板和叶冠的两侧无磨损痕迹,而其它叶片微振磨损痕迹均比较明显。

上述特征表明,叶片延伸段6孔处应力水平偏高,因此有必要对该叶片的受力状态加以分析。

(2)一级涡轮叶片载荷谱如图8所示,由离心拉应力和弯曲应力所组成。

对该叶片延伸段所进行的光弹应力测定结果得出,在发动机最大状态下,最大离心拉应力位于伸根段第6孔孔边,其值为916MPa。

伸根处的弯曲应力由离心弯矩过补偿产生的弯曲应力和由叶片振动引起的弯曲应力两部分组成。经计算,由于过补偿在延伸段出现的弯曲应力,在发动机最大状态下约为192MPa;由叶片产生谐振时,在一弯振动节线处(在延伸段)出现的振动弯曲应力,经试验测定,当叶片振幅为3.0mm时,其值为294MPa。综合考虑各种因素,个别位置的叶片叶冠

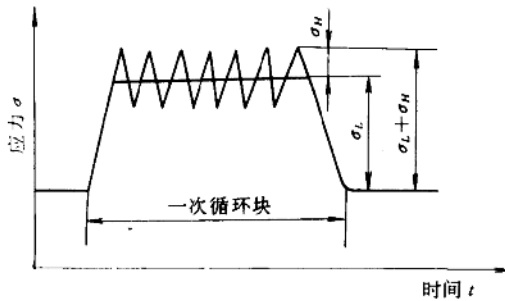


图8 简化的一级涡轮叶片载荷示意图

σ_L —低周离心应力； σ_H —高周振动应力。

与其左右叶片叶冠的间隙最大可达 0.746mm，必然会引起较大的振动弯曲应力。

在 6 孔处的最大平均应力 $\sigma = \sigma_{离} + \sigma_{弯} = 916 + 192 = 1108\text{MPa}$ ，这表明，延伸段第 6 孔处已进入弹塑性，该叶片属有限寿命。若加上个别叶片叶冠两端间隙过大产生的振动弯曲应力，则会导致个别叶片提前疲劳断裂失效。

(3) 俄方专家别尔盖教授认为，叶冠采用平行四边形设计是不合理的。目前世界上及俄国都不采用。这种叶冠在使用过程中易磨损，大修后又不进行喷涂耐磨涂层，导致叶冠总间隙增大。叶片延伸段折断均发生在首翻期满或大修后工作过程中，就证实了这一点。

5 结 论

(1) 一级涡轮叶片延伸段冷却孔处断裂属于多源机械疲劳断裂。疲劳源起始于叶背一侧 3、5、6、8 冷却孔孔角处，其中 6 孔的孔角为主疲劳源。

(2) 造成延伸段疲劳断裂的原因是 5、6 孔附近有较高的应力水平；叶冠间隙偏大，降低了叶冠的振动阻尼作用，是造成疲劳断裂的重要因素。

(3) 叶片的力学性能与冶金材质符合技术条件要求。

6 预防措施和建议

(1) 在设计上，调整离心弯矩补偿，降低叶背 5、6 孔处的应力水平；将平行四边形叶冠改为锯齿形叶冠。

(2) 严格控制叶冠总间隙和单个叶片的活动量，使其不要超过技术条件的规定。

(3) 叶冠两侧喷涂耐磨涂层，防止使用过程中因微振磨损使叶冠总间隙变大。

(4) 在工艺上，采用无余量精铸，使叶片表层保留细晶粒层，提高疲劳强度；冷却孔孔边倒圆，减小应力集中；孔边冶金标准加严，不允许有冶金缺陷。

(5) 叶片延伸段进行喷丸强化，提高疲劳抗力，延长疲劳寿命。

(6) 研制锯齿冠三大异形孔定向凝固叶片，逐步取代九个小孔的空心叶片，进一步提高发动机的可靠性，延长发动机的寿命。

311 号发动机一级涡轮叶片断裂失效原因研究

钟培道 阎海

1 概 述

某飞机在起飞滑行过程中,左发动机突然剧烈抖动,立即停车,未酿成事故。经分解检查发现,一级涡轮叶片(32°槽内左叶片)断裂失效,造成打坏二级、三级涡轮叶片与导向叶片的严重故障。该型发动机有三级涡轮转子,第一级涡轮转子共 70 片工作叶片,分 35 对装在涡轮盘榫槽内。该叶片由叶冠、叶身、下缘板、伸根段(加强筋与腹板)以及榫头等组成,见图 1。叶身上有七个纵向冷却气孔,是用 K405 镍基高温合金精铸而成。



图 1 一级涡轮叶片外形结构

(a)左右成对安装;(b)叶背向形貌;(c)叶盆向形貌。

该型发动机自使用以来,在此之前曾发生过三次叶片断裂失效,分析其断裂原因,认为:

(1)3 起故障均因一级涡轮叶片低周疲劳断裂失效所致。

(2)疲劳裂纹起始于严重超标的冶金缺陷处。

(3)该叶片伸根段结构复杂,加强筋设计不合理。在铸造过程中,该处易形成疏松、气孔、夹砂、氧化皮及夹渣等冶金缺陷;同时,对该处出现的上述缺陷又难以检测发现。

此次叶片断裂,与其它 3 起虽有共性,但有其独特性。下面仅叙述 311 号发动机一级涡轮叶片的分析结果。

2 分析与试验结果

2.1 断口分析

该叶片在腹板转角处断裂,断面横切腹板与加强筋,距榫头端面 32mm。断面粗糙,高差起伏大,呈较均匀深灰色。其上可见到三处明显的断裂平坦区,如图 2 中的 *D*、*E*、*F* 处所示。加强筋与腹板相接处的平坦区 *E* 面积大,在未清洗前,呈金黄色,表面有一层覆盖物,断裂特征很不明显,见图 3 中 *E* 处。



图 2 叶片断口低倍形貌



图 3 加强筋处断口低倍形貌

由断口的宏观特征可看出:断裂分别起始于 *D*、*E*、*F* 三个平坦区,在 *D* 与 *E* 及 *E* 与 *F* 区之间各有一个高差明显的台阶,这是从三处起始的裂纹扩展相交的结果。

三个平坦区的宏观与微观特征基本相同。图 4 为经清洗与真空蒸发后断裂平坦区 *E* 的全貌。周边不齐,长约 5.5mm,最宽处约 1.2mm。平坦区内断裂纹路清晰,有 1 个主平坦区与 3 个小平坦区,有与断面相垂直的岩状台阶。断裂起始于表面,与侧表面垂直,交线平直。在较高倍数下观察,可见到呈发散状的河流花样棱线,见图 5。棱线起源于表面,有与棱线方向一致的微裂纹及微坑,见图 6。在左上方有相互平行、间距相等的细直裂纹,两裂纹之间均有河流花样的棱线,棱线起始于细直裂纹,见图 7。在该区内未见到疲劳条带。而在该区之外,可见到起始于该区的疲劳条带,见图 8。上述特征表明,该平坦区为典型的脆

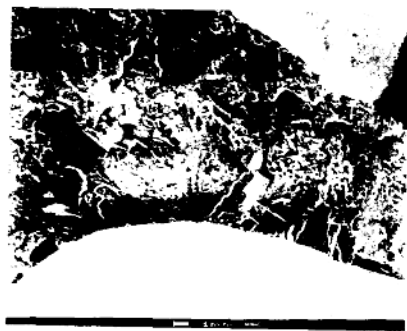


图 4 平坦区 *E* 清洗后的低倍形貌

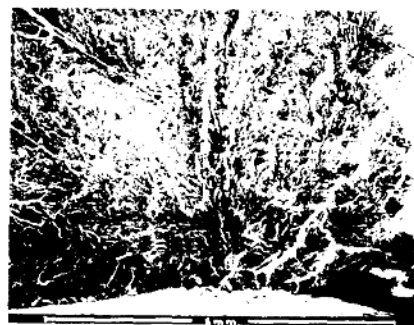


图 5 平坦区 *E* 的起始处形貌



图6 源区照片

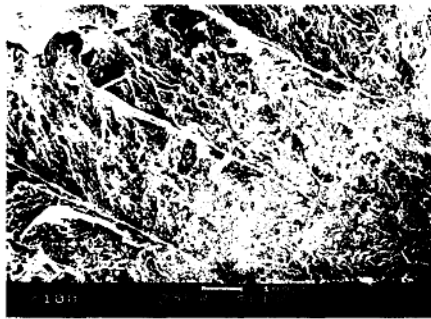


图7 E区左上角平行裂纹

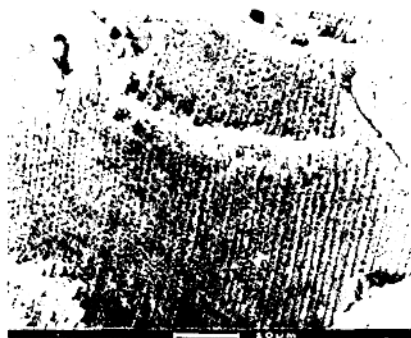


图8 E区外的疲劳条带

性开裂,叶片的疲劳裂纹是在平坦区外形核扩展。

2.2 成分测定与分析

(1)在靠加强筋排气边一侧的表面上,发现附着一层白色颗粒,其形态见图9。对表面的白色颗粒区和无白色颗粒进行了成分测定,结果列入表1。由表1看出,表面的白色颗粒含有很高的Sn、Bi,而无白色颗粒附着处(黑区)则无Bi、Sn。

表1 叶片表面附着物成分含量/%(质量)

位置 元素	白区	黑区	白区	白区
Bi	3.05	0	0.45	0
Sn	33.10	0.08	43.48	34.14

(2)用电子探针(EPM-810)对断口上的脆断区E和与之相匹配断口的纵剖面及叶身横截面上进行了成分测定,结果列入表2。测定各点的位置见图10。

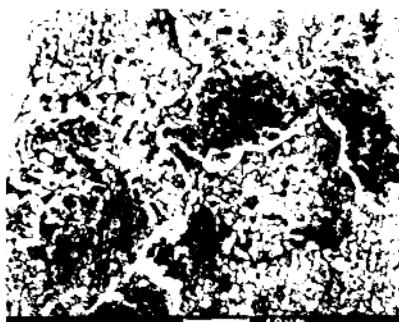


图9 加强筋排气边一侧表面
Bi、Sn颗粒