

飞行事故中的疲劳损伤失效分析

北京航空材料研究所 吴培远

本文就如何正确鉴别飞行事故中的疲劳损伤失效问题,做了综合评述。包括:导致发生飞行事故的疲劳损伤断裂失效件的基本特征;飞行事故造成的疲劳损伤断裂件的基本特征;复合疲劳损伤断裂失效条件下材料、损伤缺陷与作用应力三者关系的综合分析。

The Failure Analysis of Fatigue Damage in a Flight Accident

Wu Peiyuan

(Institute of Aeronautical Materials, Beijing)

In this paper, the distinguishing fatigue damage failure in a flight accident is summarily discussed. Including the basic feature of fatigue damage failure that emerges a flight accident, the basic feature of parts of failure damage fracture that are emerged by the flight accident, the summery analyses of the relationship of material, damage defect and active stress in case of complex fatigue damage fracture.

1 前言

飞行事故中的疲劳损伤失效分析尽管由来已久,但始终是一个比较复杂的问题。原因是导致疲劳损伤失效的因素比较多,它不仅涉及设计、材料、制造工艺和维修,也涉及飞行事故本身。因此,不能在事故分析中一旦发现某零件疲劳断裂,就断定该零件为导致事故发生的肇事件。结论必须通过分析鉴定之后方能得出。

疲劳损伤失效总是由损伤源和承受交变应力(机械应力、脉动应力或热应力)作用而产生。在正常工作应力作用下,损伤源起主导和决定性作用,反之,异常大应力便起主导作用,此时“源”的作用消失、变得可有可无,而疲劳断裂失效件变成了受害件,不过通过分析有时可为事故的发生提供线索。

疲劳损伤失效分析的目的,在于找出导致早期失效的原因,通过对零件的改进和强化处理,避免同类事故的重复发生。本文将通过实例分析说明如何正确鉴别飞行事故中的疲劳损伤失效,它将有损于飞行事故的调查和得出正确的失效分析结论。

2 如何进行分析

进行疲劳损伤失效分析的一般程序为:

(1) 试验分析前,须从损伤零部件、以至从系统方面弄异失效件在正常工作条件下的受力状况和材料工程

境条件(包括温度、介质)。

(2) 通过断口分析,关键在于:

1) 弄清零件在断裂过程中承受的载荷类型(如拉-拉,拉压、扭转、单向或双向弯曲等),应力水平的高低以及作用应力是否正常;

2) 断裂源有无损伤缺陷,如:原材料冶金缺陷、制造工艺损伤缺陷、使用环境或意外损伤缺陷等。对这类损伤缺陷除能准确识别之外,还要注意到它们属宏观或微观范畴,按相应标准评估它们是否超标。

(3) 材料分析:作为航空结构件的用材,一般都比较成熟可靠,尤其是作为批量生产投入航线使用的更是如此。所以,作为失效分析往往仅对材料成分、材料状态以及常规性能进行复验。

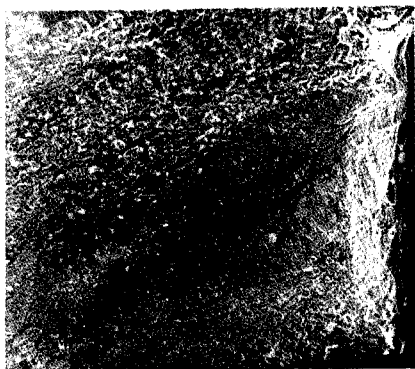
(4) 试验技术:为了保证试验结果的准确性和可靠性,要求:

1) 必须采用成熟的、而且是失效分析人员对所提供的结果能作出正确评估的方法;

2) 坚持宏观分析是基础,以宏观分析为主的方法,对微观分析,尤其是超微观分析结果则要慎重采用;

3) 在低倍宏观范畴进行观察分析,应尽可能采用光学成像技术。其优点是:a. 图像无畸变;b. 有足够的景深,能准确地显示断口表面的粗糙度,裂纹起始和扩展方向等;c. 对诸如氧化腐蚀等色泽敏感。

图1所示为宏观同一倍率下采用扫描二次电子像和光学成像显示的同一断口的疲劳特征。光学成像显示



(a) 扫描二次电子像



(b) 光学成像

图1 不同方法显示同一断口的宏观特征

出若干疲劳弧线、放射棱线和断口表面较明显的粗糙度；扫描二次电子图像显示的该断口侧表区平坦光滑、疲劳弧线和放射棱线不十分清楚。两种显示方法显示的宏观细节差异对零件工作中承受应力水平高低的评估会有影响。

3 导致飞行事故的疲劳损伤失效件分析

航空零件或结构件，无论是承力最大还是次大的，在设计中都有一定的安全裕度。在正常使用情况下，若无某种超标的损伤缺陷导致局部应力或应变集中，在规

定使用寿命期内是不会发生早期失效的。例证如下：

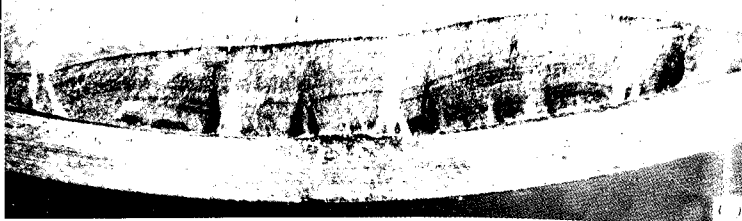
3.1 直5轴颈低应力高循环疲劳损伤失效

轴颈（材料为18Cr2Ni4WA）是直升机旋翼毂组合件中连接桨叶的重要受力件，在飞行使用中因轴颈早期疲劳损伤失效，曾连续发生3起一等事故。3次轴颈断裂都起源于第一螺纹扣底径切点有明显加工刀痕部位。该部位不仅加工粗糙，而且几乎没有R角。在使用受力情况下，导致严重应力集中形成疲劳源。

图2所示为断裂轴颈的宏观断口形貌，整个断口可分为3个断裂特征区。



(a)



(b)

图2 轴颈宏观断口形貌 (a) 及源区 (箭头处) 放大 (b)

源区：有两个源区，皆为多源。因其一次台阶高差小，相互不平行，显示轴颈工作时承受应力水平低，疲劳裂纹成核系应力集中所致。

疲劳扩展区：断面结构十分平滑细腻，有明显的疲劳弧线。疲劳区所占断面面积超过90%以上。

瞬断区：呈纤维状结构并带剪切唇边，其所占面积不足10%。

三次事故的轴颈断口特征基本相同。导致三次事故的原因乃系工艺制度不严，原图纸对螺扣部位加工要求车削之后进行研磨，提高光度并形成残余压应力，可提

高疲劳抗力，保证使用要求。但因生产中改为车加工一次完成，留下明显的车加工痕，并导致残余拉应力，疲劳强度下降，以致连续3次发生机毁人亡事故。

当工厂恢复按原工艺要求加工后至今已有20余年，再未发生过一次轴颈断裂事故。

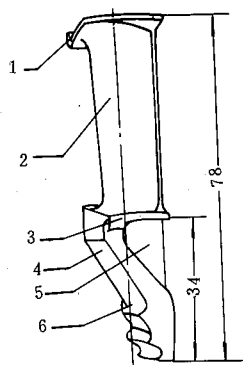
3.2 WJ5A-1型发动机一级涡轮动片低周大应力疲劳损伤失效

WJ5A-1型发动机装Y7-100型客机使用，在一年之内曾四次发生一级涡轮动片折断打坏发动机事故。原因是叶片深根加强肋部位存在超标的铸造工艺缺陷，且

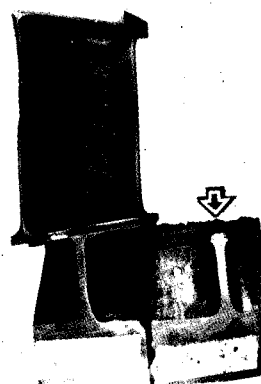
由于结构形状的关系,目前采用的无损检测方法(如X-射线和涡流探伤法等)均不能探测检出。因此,尽管十

万余片中仅断了4片,却无法分选装机使用。

叶片外形结构示意图和实物外形如图3所示。



(a)



(b)

图3 叶片结构(a)及实物外形(b)

1. 上缘板; 2. 叶身; 3. 下缘板; 4. 腹板(深根); 5. 加强肋; 6 棒齿

该叶片材料为K5高温合金,系空心叶片,结构上带上、下缘板,气动应力和振动应力对叶身部分造成的弯矩作用很小。因而,在断裂的加强肋部位主要承受发动机起动一停机过程带来的低频大应力离心交变载荷作用。因此,在深根(包括加强肋)部位一旦发生疲劳损伤,即为低周大应力(或称应变疲劳)损伤。

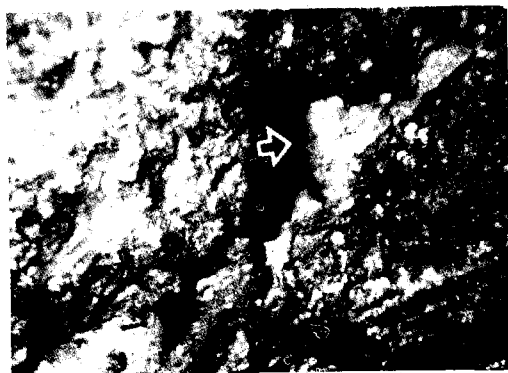
叶片加强肋部位的宏观断口形貌示于图4。断面结构十分粗糙,高低不平,没有高周疲劳那样的平滑区,疲劳裂纹从损伤缺陷部位(即疲劳源)直接扩展,扩展中始终伴随有静应力作用的种种特征。

四次断裂叶片的断裂源均为铸造工艺带来的种种缺陷,如氧化皮(原材料带来,且未预清除)、疏松、夹杂以及定位加工膜具(系Bi-Sn合金)污染等。

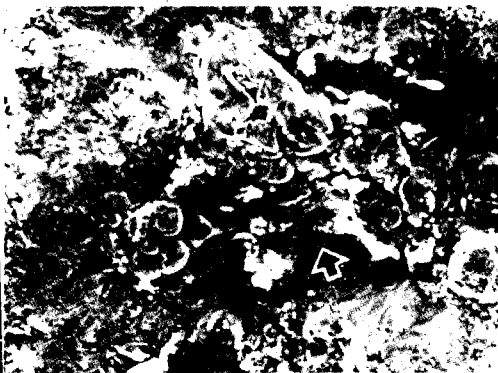


图4 加强肋部位断口宏观形貌 $\times 1.3$
(短箭头示断裂源;长箭头示裂纹扩展方向)

图5所示即为源区显示的氧化皮、显微疏松等超标的工艺缺陷。



(a) $\times 10$



(b) $\times 35$

图5 源区显示的氧化皮(a)及疏松缺陷(b)

虽然上述超标铸造工艺缺陷仅导致4片叶片折断,在WJ5A-1型发动机叶片中所占比率极小,但因无法分材料工程

选致使整个机群停飞、改装,经济损失极大。

从失效分析角度考虑,倘若深根部分无此超标工艺

缺陷,即使该部位处于低循环大应力状态下工作,上万的叶片也不会发生早期疲劳损伤失效。因此,关键仍在于“超标缺陷”。

上述两个例子分析得出的结果表明,无论是应力疲劳或应变疲劳损伤断裂失效,都可以导致飞行事故的发生。这种疲劳断裂的基本特点是,断裂源都存在超标的损伤缺陷,如材料缺陷、加工刀痕、尖角、腐蚀或意外损伤等,在使用中导致局部应力或应变集中,使疲劳裂纹在损伤缺陷部位形核或直接扩展,而且当其扩展至临界裂纹长度值时,零件发生突然断裂,酿成事故。得力的防范措施在于杜绝导致应力应变集中的损伤缺陷,并实施表面(含孔角)强化处理。

4 飞行事故发展过程中产生的疲劳损伤断裂件分析

飞行事故的发生与发展都有一个过程,尽管这个过程的时间可能很短,只能按小时、分计算,但在此短暂的历程中却常因某些一时不能判明的原因,而使某个零部件承受异常的交变大应力作用,或在空中、或在地面(坠机)瞬间折断,这在残骸分析中应予重视区分。

4.1 J8 飞机 0210[#] 机燃油喷嘴疲劳断裂实例

在一次训练飞行中,0210[#] 机左发空中起火,飞机坠地燃烧了12个小时,在残骸清理中,发现1[#] 喷嘴断裂,2[#]、4[#] 喷嘴在1[#] 喷嘴断裂的相应部位一颈部有长度为2~4mm的直线状裂纹;左发快卸环提前坠落在距前机身约500m处。

1[#] 喷嘴结构外形及断裂部位示于图6,外观上看两断面不太吻合,有变形,匹配性差,虽然断裂靠近根部,但其表面完整性很好,显示大应力(应变)破断特征。



图6 喷嘴外观及断裂部位(箭头示)

1[#] 喷嘴宏观断口形貌示于图7。4个裂纹源从两侧表面几乎是同时开始扩展,只是因为反复弯曲振幅大小的不同,裂纹扩展速率不同,导致疲劳区大小和粗糙度不同。两裂纹扩展相交形成的撕裂棱靠近断面结构比较平坦细腻的一侧,显示喷嘴在空中已经断开。此外,由

于应力水平高,裂纹扩展速率快,使油孔略有变形并留下撕裂痕。

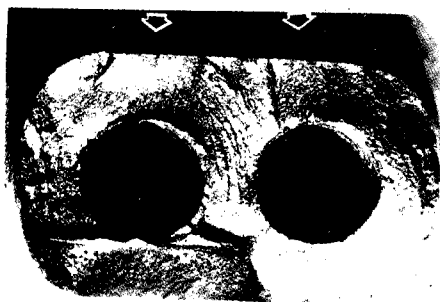


图7 喷嘴宏观断口形貌(箭头示源)

×3.5

在正常工作情况下,喷嘴仅承受很小的液压脉冲应力和发动机产生的应力水平也不高的振动应力的作用,若喷嘴表面有某种损伤缺陷导致应力集中时,应产生低应力高循环疲劳损伤失效,其断口特征不会如此。进而怀疑材料未进行热处理(即退火状态)便入使用。经调查后提出三点予以否定:a. 未出事故的同批装机件工作正常,没检查出裂纹;b. 断裂喷嘴的热处理原始记录尚保存完好;c. 断裂喷嘴虽经12小时埋烧(坠机起火),但一些部位的组织保留着索氏体痕迹。

根据以上分析判断提出,喷嘴是在非正常工作状态下产生的双向反复弯曲大应力疲劳损伤断裂,这种异常的大应力可能来源于快卸环松动,以至最后脱落造成。

4.2 J7 飞机主动圆锥齿轮轴疲劳损伤实例

一架J7型飞机在常规训练飞行时发生二等事故,现场分析中发现,发动机附件传动齿轮轴(材料为12Cr2Ni3A,表面氰化处理)从根部断裂,断口也较平整。

该齿轮轴工作时处于高速旋转3500转/分状态,因此,实际受力比较小。

齿轮轴宏观断口示于图8。环形状断口表面略显粗糙,断裂源于外圆表面,多源,中心部分没有旋转弯曲特征,而是裂纹从一端开始,并瞬间呈波浪形的纤维状断面向另一端折断。

在环形断面和环形断面向纤维状断面扩展的交接部位取复型,并用透射电镜观察。在环状断面上大部分区域为韧窝花样,局部区域有疲劳条带+韧窝(图9)。在环形断面与纤维状断面过渡界面上,显示明显的延伸区特征(图10)。

根据以上分析结果可以得出以下结论:

(1) 宏观断口环形断裂面略显粗糙,多源,系非正常大应力作用下形成,半圆形呈舌状和大面积的纤维状断裂区,系飞机坠地时造成。

(2) 环形断面微观显示,局部存在疲劳条带+韧窝

花样，是大应力作用的微观特征。

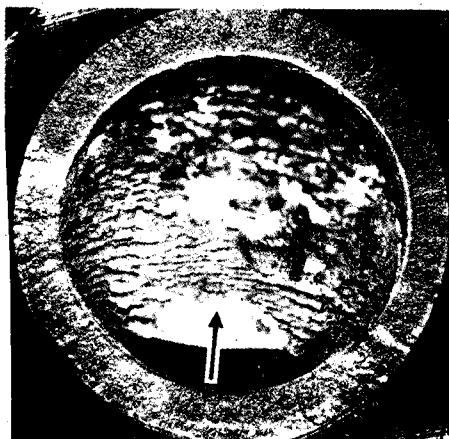


图8 齿轮轴宏观断口形貌 ×6

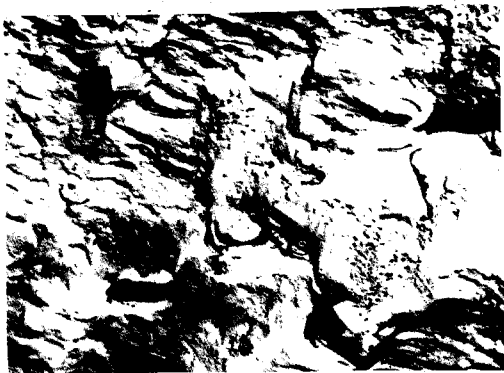


图9 环形断面显示的疲劳条带+韧窝 ×3000



图10 在环形-纤维状区交界
部位显示的延伸区 ×3000

(3) 延伸区表征小轴系冲击大应力作用瞬间致断；应力疲劳或应变疲劳与瞬断区之间的界面部位不存在冲击载荷作用的特征。

由此判定，此次飞行事故与小轴断裂无关，小轴是受害件。

材料工程

根据上述实例分析表明，在飞行事故的发生和发展过程中，由于异常状态的出现，某个零部件可能承受异常的交变大应力作用，在短期内导致疲劳损伤或疲劳折断，其主要特征是：1) 宏观上不象典型疲劳断口，断面结构，即使是变形材料也显得比较粗糙，疲劳裂纹可能充分发展，也可能中途停止（坠机）；2) 裂纹起源部位不存在超标的材质、工艺、意外损伤或明显的结构损伤缺陷；3) 微观分析，往往显示疲劳条带+韧窝混合型花样。这些特征都是在非正常大应力作用下造成。

5 复合疲劳损伤失效原因分析

所谓复合疲劳损伤失效，是指零部件在飞行使用中并非单纯的机械疲劳损伤失效，它涉及材料、应力和环境等多方面因素作用。失效分析的目的在于从中分析出导致零件早期失效的首要或决定性因素，一旦决定性因素消失，零件将不再发生同类性质的损伤失效。

5.1 Cr17Ni2 叶片应力腐蚀叠加疲劳损伤实例

Cr17Ni2 叶片系 WP6 发动机一级压气机动片，由于热工艺不当使一部分叶片冷速缓慢，沿晶界析出 Cr_{23}C_6 ，致使晶界-基体区间贫 Cr，对海洋性大气环境产生应力腐蚀敏感性。在装机飞行使用中曾发生一等事故一起，三等事故多起，叶片裂纹数十片（每台发动机往往是 1 至 2 片产生裂纹）。

叶片断裂都发生在一弯部位，而且裂纹起始于进气边。图 11 所示为叶片的断裂源区放大，源历显示沿晶分离，有较多较深的二次裂纹，在该区作能谱分析，有较高的 Cl 元素含量。表征多疲劳裂纹源起始扩展相交的一次棱线，出自沿晶分离区。

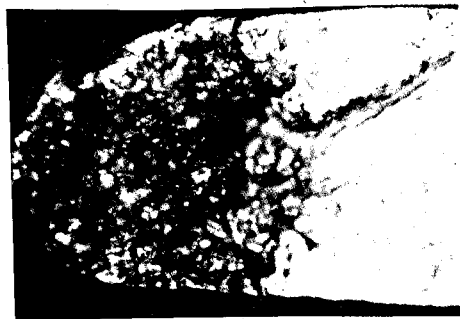


图11 叶片裂纹源区 ×30

从断裂叶片取样作金相分析，发现沿晶界有颗粒状的 Cr_{23}C_6 析出（图 12）。而同批生产、同机使用但未折断的叶片，晶界却十分干净，无析出物。

为预防疲劳裂纹源—应力腐蚀裂纹的产生，在生产中必须将叶片进行油淬快冷，遏制晶界 Cr_{23}C_6 的析出。实践表明，采取这一措施后出厂装机叶片再未发生一起断裂失效故障。

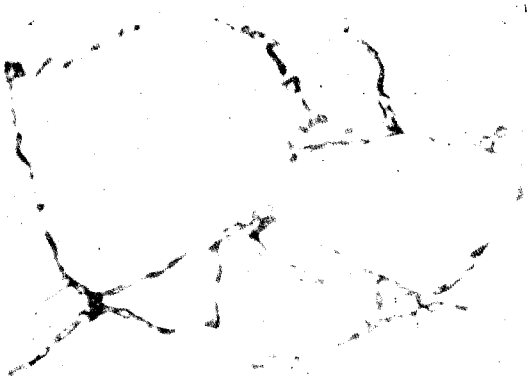


图 12 沿晶界析出的 Cr_{23}C_6 $\times 1500$

5. 2 涡轮叶片过烧—疲劳损伤实例

WP7 型发动机在外场使用中多次发生一级涡轮动片折断故障。断裂部位在叶片二弯振型的燃气冲刷高温区。从宏观断口观察，断裂起始都靠近进气缘，整个断面比较粗糙，唯疲劳损伤区比较光滑（图 13）。对疲劳裂纹起始区放大观察，表征疲劳裂纹萌生扩展相交的一次棱线，其头部位于柱状晶、枝晶区（图 14）。由此表明，没有过烧即没有疲劳裂纹源。因此，在使用中只要不超温、过热、过烧，疲劳裂纹即不会萌生扩展。



图 13 过烧叶片断口 $\times 3.5$



图 14 疲劳源于过烧区（图 13 箭头所示部位放大） $\times 30$

导致涡轮叶片超温的影响因素甚多，如控温仪表失灵、富油燃烧、火焰位移等。在失效分析中，必须针对具体原因提出防范措施，这样才能避免同类事故的发生。

5. 3 共振疲劳损伤失效实例

装于直 5 飞机的 WZ5 发动机使用 49h 后突然发生剧烈振动。分解检查，发现二级压气机叶片 4 片掉角（图 15），一片在进气边叶尖部位出现 4mm 长的裂纹。



图 15 叶片外形及掉角 $\times 1:1$

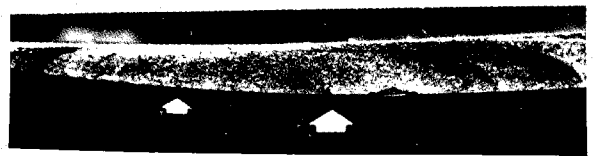


图 16 掉角部位宏观断口 $\times 3.5$

掉角部位的宏观断口形貌示于图 16。断口表面结构粗糙，并有疲劳弧线标记。有两个疲劳裂纹源，均为点蚀坑（图 16 中箭头示）。

取同机未裂的二级叶片在振动台上振动，当振频 $f = 5682\text{Hz}$ 时，出现的二扭振型与断裂叶片掉角完全吻合（图 17 中箭头示二扭）。

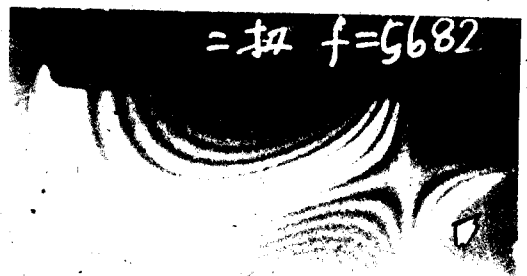


图 17 二扭振型的全息照相（箭头示二扭振节）

根据上述试验分析可以判定，二级叶片是在点蚀损伤作为疲劳源，并在振频 $f = 5682\text{Hz}$ 时出现二扭振型发生的共振疲劳破坏。此时，共振大应力的作用是决定性的，无此大应力发生，即使存在点蚀坑也不会早期疲劳失效。

6 结束语

飞行事故中的疲劳损伤分析虽然是一个比较复杂的问题，但在失效分析中若能弄清断裂零件的载荷类型、承力大小，以及断裂源损伤缺陷的性质、来源和它们在断裂失效过程中的作用，问题自然会变得简单起来，在这里，诊断鉴别的能力显得格外重要。