

# 直升机旋翼钛合金桨毂中央件失效分析及制造技术

## Failure Analysis and Manufacturing Technology for Titanium Central Component of Helicopter Rotor Hub

中国直升机设计研究所 黄文俊 喻澹鉴 张晓英 窦松柏 李满福

**[摘要]** 通过对2例直升机旋翼钛合金桨毂中央件全尺寸疲劳试件破坏区域的外观检查、断口宏观分析、断口区域的金相分析、能谱分析,并结合中央件制造过程中的各种加工工艺对钛合金零件的影响分析、补充试验验证,对2例中央件的疲劳破坏进行了综合分析,确定了中央件提前破坏的主要原因和改进措施,为直升机旋翼系统钛合金零件的失效分析及制造技术研究提供了宝贵经验。

关键词: 钛合金 桨毂中央件 断口分析

**[ABSTRACT]** The fatigue damage of 2 central components of helicopter rotor hub is analyzed comprehensively by inspecting the fracture area appearance, analyzing macroscopic and microscopic morphology, energy spectrum and influence of machining process, verification of supplementary testing. The main reasons and improvement of central component damage are confirmed, which provides the value experiences for the failure analysis and manufacturing technology of titanium component of helicopter rotor system.

**Keywords:** Titanium alloy Central component of hub Fracture analysis

钛合金由于具有密度低以及比强度、抗腐蚀性、工艺性能好等优良性能而在航空工业领域得到了广泛应用。目前,在钛合金零件加工中,车削、铣削、拉削、磨削、手工抛光、喷丸强化等工艺被广泛应用。但如果加工不当,会对零件的表面完整性产生影响,甚至会严重影响零件的疲劳寿命。

近年来国内在研制直升机旋翼钛合金桨毂中央件时,在全尺寸疲劳试验验证中先后出现了2例中央件提前破坏的情况。尽管破坏部位均出现在理论计算分析中的高应力区,但经试验验证的中央件疲劳极限仅为设计值的65%左右,其疲劳寿命远未达到设计要求。通过对2件钛合金中央件破坏试件的外观检查、断口宏观分析、断口区域的金相分析、能谱分析,结合制造过程中的各种加工工艺对钛合金中央件的影响分析、试样的

补充试验验证等方面的系统研究,确定了中央件提前破坏的原因,提出了设计细节及加工工艺方面的改进措施,为直升机旋翼系统钛合金零件的失效分析及制造技术研究提供了依据和宝贵经验(钛合金中央件在直升机上的位置见图1)。



图1 钛合金中央件在直升机上位置

Fig.1 Position of main rotor hub on helicopter

## 1 中央件失效分析

### 1.1 外观检查

通过外观检查发现,第一例中央件试件裂纹出现在中央件2个孔之间最小截面处,见图2;第二例试件裂纹发生在中央件与阻尼器连接的U形槽的圆弧过渡处,见图3;2例试件破坏部位均为计算分析的高应力集中区。其余部位均未发现任何裂纹,但部分区域(如二号

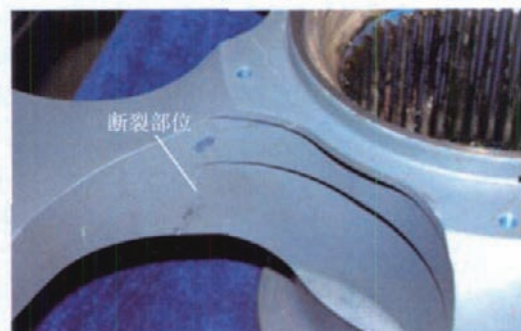


图2 一号试件破坏部位

Fig.2 Fracture section of the No.1 test part

试件 U 型槽尖角倒圆处)存在明显的加工痕迹,表面质量较差,见图 4。



图3 二号试件破坏部位  
Fig.3 Fracture section of No.2 test part



图4 二号试件U型槽尖角倒圆处表面质量放大图  
Fig.4 Surface quality figure of U Shaped fillet of No.2 test part

## 1.2 断口分析

断口是查找失效原因的客观依据,断口分析通常是先在低倍显微镜下进行宏观分析,确定可疑断口,然后在高倍显微镜下进行断口的微观观察,找出其特征。钛合金中央件破坏后截取 2 件试件断口,并进行断口分析。

### 1.2.1 断口宏观分析

断口宏观形貌主要通过目视、光学显微镜进行观察<sup>[1-2]</sup>。图 5 所示的一号试件断口大致呈矩形,在该处断口上存在一面积较大的黑色区域,疲劳裂纹起源于此,断面平坦、光滑;与源区相邻的另一角处也有一面积较大的黑色区域,其后的断面发生倾斜,断口宽度逐渐



图5 一号试件断口宏观观察图  
Fig.5 Macroscopic figure of No.1 test part fracture

增加而呈喇叭形,在疲劳扩展的后期可见疲劳弧线。图 6 所示的二号试件断口上表面一侧的断面平坦,下表面一侧的断面粗糙,且高差较大;断口上呈现了由 U 形槽靠近上表面一侧向另一侧的裂纹扩展棱线。

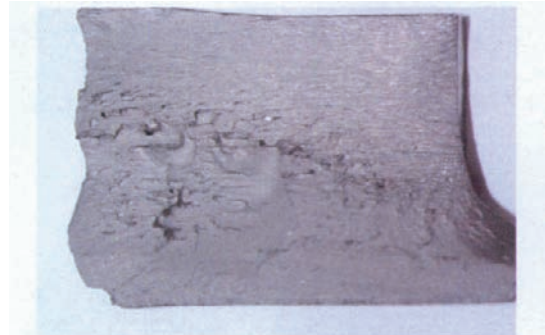


图6 二号试件断口宏观观察图  
Fig.6 Macroscopic figure of No.2 test part fracture

### 1.2.2 断口微观分析

断口微观形貌观察可通过扫描电子显微镜(SEM)进行,这是失效分析常用且有效的手段。观察钛合金中央件使用的扫描电镜,其最大放大倍数可达 1000 倍。放大到适当倍数后,可清楚观察到断口表面的微观结构和形貌状况,其结果见图 7 和图 8。对 2 试件疲劳源区的分析表明,断裂源区均存在粘附物,且粘附物也存在明显的断裂特征;粘附物呈现熔滴自由表面特征;裂纹从粘附物处萌生,可见明显的放射特征。从微观形貌上可知,熔滴粘附物位于表面加工刀痕上方,呈明显粘附特征,可见熔滴粘附物是在中央件表面加工后形成的。

### 1.2.3 金相分析

对关注或可疑区域进行切割,经打磨、抛光和浸蚀后制成金相试样,然后在显微镜下观察其内部组织结构、缺陷情况。2 例中央件断口附近组织均匀,均未见金相缺陷,见图 9 和图 10。

### 1.2.4 能谱分析

对 2 试件断口源区粘附物作 X 射线能谱分析,确定其化学成分,结果见表 1。2 试件源区表面粘附物化学成分基本相同,除了基体合金元素成分外, O 元素含量均较高,由此可知,疲劳裂纹源区的粘附物为钛合金熔滴。

## 2 中央件加工工艺影响分析

对钛合金桨毂中央件的失效情况分析表明,钛合金熔滴对裂纹形成有直接萌生作用,表面刀痕等表面加工质量对试样疲劳性能也有较大的影响,因此需要对钛合金中央件加工工艺对零件表面质量的影响进行分析。

### 2.1 钛合金中央件加工难点分析

旋翼系统是直升机的关键动部件,中央件又是旋

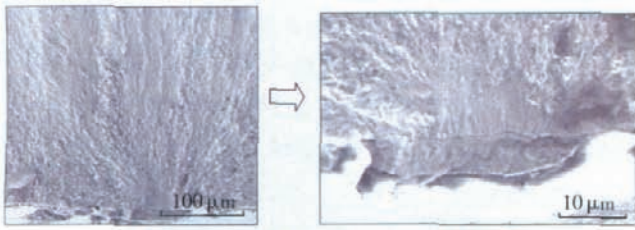


图7 一号试件断口裂纹源区微观观察图  
Fig.7 Microscopic figure of No.1 test part fracture source

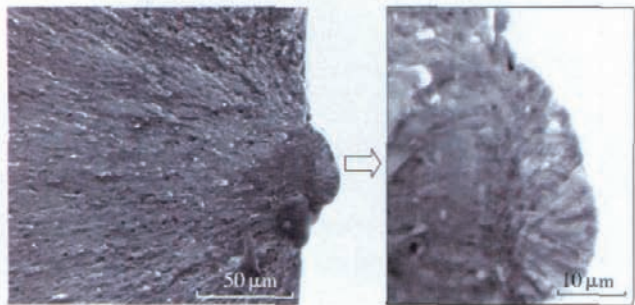


图8 二号试件断口裂纹源区微观观察图  
Fig.8 Microscopic figure of No.2 test part fracture source

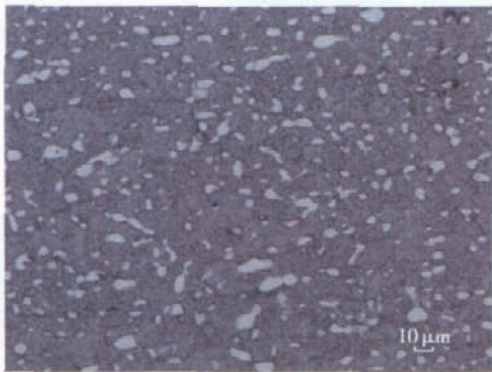


图9 一号试件材质显微组织  
Fig.9 Microscopic structure of No.1 test part material

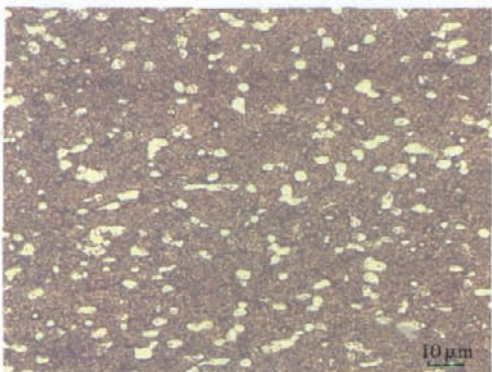


图10 二号试件材质显微组织  
Fig.10 Microscopic structure of No.2 test part material

翼桨毂系统中的关键零件,长期承受疲劳载荷,疲劳寿命是评价旋翼系统乃至整架直升机性能的重要指标<sup>[3]</sup>。因此对中央件不仅要求几何精度高,对表面加工质量要求尤其严格。2例旋翼桨毂中央件均采用的是TB6钛

表1 试件成分能谱检测结果 w/%

检测项目	O	Al	Ti	V	Fe	K
一号试件源区粘附物	37.99	1.76	51.19	6.37	1.62	1.08
二号试件源区粘附物	29.02	1.06	63.29	5.93	0.69	—

合金材料,且结构复杂,其加工难点如下。

· TB6 钛合金对微损伤高度敏感,零件的表面质量存在缺陷会使疲劳寿命大幅下降,因此中央件表面要求无微裂纹且处于均匀的压应力状态,这就要求对零件表面质量的控制要贯穿在中央件加工的整个工艺过程中。

· TB6 钛合金强度高,韧性好,切屑变形系数大,刀具磨损严重;且钛与刀具的亲合力大,切削时钛屑与被加工表面及刀具材料易产生咬合,产生严重的粘刀现象,引起强烈的粘结磨损,因此无论采用哪种加工方法,切削速度都不能太高。

## 2.2 磨削加工工艺分析

钛合金化学性能活泼,导热系数不高,磨削温度高;砂轮粘附现象严重,磨屑容易粘附和堵塞砂轮,造成砂轮切削性能急剧下降,磨削力增大;局部磨削温度升高,磨削表面易烧伤;零件精度和表面粗糙度要求难以达到,影响钛合金表面性能;因此钛合金加工中通常不采用磨削加工。工艺复查表明,2例中央件均没有经过磨削加工。

## 2.3 车削、铣削、钻削、铰削及插齿加工工艺分析

经试验验证,在车削、铣削、钻削、铰削及插齿加工过程中均有冷却液进行浇注,不会产生火花烧蚀现象。

## 2.4 抛光加工工艺分析

目前国内外普遍采用手工抛光工艺来精加工工件的表面。抛光质量主要取决于操作人员的手工技巧和责任心。工件加工不当会引起抛光烧伤,其主要特征是抛光过程中容易形成火花,在零件表面形成熔滴。

## 2.5 线切割加工工艺分析

线切割属于电火花腐蚀加工,线切割加工后零件表面存在微裂纹及腐蚀层,因此,线切割加工只能作为粗加工工序去余量。经过工艺复查,在中央件加工中采用了线切割加工去余量,有可能会在零件表面产生熔滴。

## 2.6 零件表面粗糙度和加工圆角 R 对钛合金零件疲劳抗力的影响

结构设计不当引起的应力集中是影响钛合金零件疲劳抗力的一个重要因素。有关研究表明,表面加工质量和圆角 R 尺寸的较小变化,均会引起加工件疲劳寿命的巨大变化。

## 3 加工工艺影响补充试验验证

### 3.1 熔滴粘附物再现试验

对可能产生熔滴的抛光及线切割加工过程进行了

熔滴再现试验,确定疲劳源区钛合金熔滴来源。

### 3.1.1 抛光试验

用铣刀加工钛合金试样,有冷却液冷却,此工序完成后将试样放到扫描电镜下观察,没有发现任何熔滴。之后对试样进行手工抛光试验<sup>[4]</sup>,没有采取任何冷却措施。试验共进行了2次,第一次对试样抛光后,发现1处类似熔滴粘附物,其形貌与中央件疲劳源区熔滴形貌一致,但由于高差问题,无法进行能谱分析。继续对试样进行手工抛光,在火花落下处放置另一块钛合金试样。将此试样放到扫描电镜下观察,发现大量的熔滴,其形貌与中央件上的疲劳源区熔滴形貌一致。对熔滴做进一步的能谱分析,其成分与中央件上的疲劳源区熔滴成分一致。

### 3.1.2 线切割试验

对中央件进行线切割取样,对试样进行丙酮超声波清洗后,采用体式显微镜对试样表面进行观察,可见较多的点状物;采用扫描电镜微观观察可见熔滴(见图11)。对试样表面熔滴进行能谱成分检测,并与断裂疲劳源区熔滴能谱检测结果进行比较,比较结果见表2。

线切割会产生钛合金熔滴,从能谱检测结果来看,线切割熔滴成分中含有Mo元素,而中央件疲劳源区熔滴仅为钛合金氧化物熔滴,不含有线切割钼丝含有的Mo元素;同时比较含有Mo元素的钛合金熔滴和疲劳源区熔滴的形貌,发现存在明显的差异。可见,线切割所致钛合金熔滴和中央件断裂疲劳源区熔滴(见图12)来源不同。可以判断中央件上的疲劳源熔滴来源于“手工抛光”工序,中央件在未采取适当防护措施情况下,手工抛光的火花溅到中央件的表面上形成了熔滴。

### 3.2 熔滴消除试验

为了消除已经完工零件表面上的熔滴缺陷,采用砂纸打磨的方法对钛合金表面试样进行处理,并使用扫描电镜验证效果。首先将接受抛光火花的试样放在扫描电镜下观察,发现有熔滴(见图13)。将此试样用砂纸进行打磨,再放入扫描电镜进行观察,发现熔滴已经被磨掉,但是熔滴下面的痕迹还明显存在(见图14)。

通过试验初步分析:打磨可以将熔滴凸出部分消除,但是无法消除熔滴烧伤的痕迹,而且无法确定烧伤区对疲劳强度的影响。

### 3.3 熔滴对钛合金材料疲劳性能影响试验

为验证熔滴对钛合金材料疲劳性能的影响,从已经破坏的钛合金桨毂中央件解剖件提取试样,通过“手工抛光”方式形成熔滴,并进行典型应力的拉-拉及旋转弯曲疲劳对比试验,试验共计取样10件,结果见表3。

从试验结果看,无熔滴的4L3、4L7和YR0-40试样其循环次数大大超过有熔滴的试样,无熔滴的旋弯试样YR0-85循环次数与有熔滴的试样相当。试验结束后,

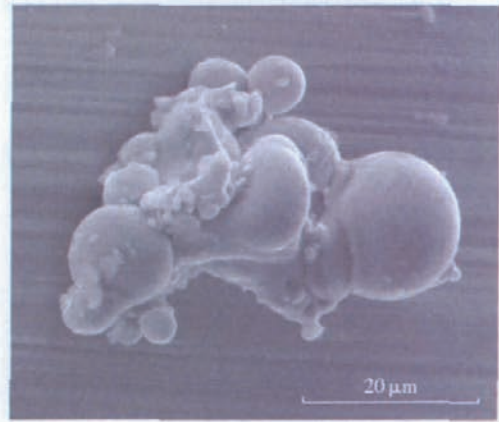


图11 线切割试样熔滴形貌  
Fig.11 Molten drop after linear cutting

表2 线切割熔滴成分能谱检测结果 w/%

检测项目	O	Al	Ti	V	Fe	K	Mo	Na
试样1熔滴	17.58	1.91	68.33	8.17	-	-	2.75	1.26
试样2熔滴	15.00	1.80	72.18	8.01	1.10	-	1.91	-
一号试件疲劳源区熔滴	37.99	1.76	51.19	6.37	1.62	1.08	-	-
二号试件疲劳源区熔滴	29.02	1.06	63.29	5.93	0.69	-	-	-



图12 疲劳源区熔滴形貌  
Fig.12 Morphology of molten drop at fatigue source

对所有10件试样进行了扫描电镜分析。通过观察,可见有熔滴的试样在其疲劳源区有明显的突出物,可见明显的以熔滴为中心的放射特征:裂纹从熔滴处萌生;裂纹扩展区可见疲劳条带;瞬断区呈现韧窝断裂特征,由此验证熔滴对钛合金疲劳性能有严重影响。无熔滴的试样4L3、4L7和YR0-40同属正常疲劳断裂,裂纹起源于试样表面;无熔滴的试样YR0-85发生早期断裂,裂纹起源于表面刀痕,由此验证表面加工质量对试样的疲劳性能同样有严重影响。

### 3.4 熔滴烧伤分析

熔滴烧伤是加工过程中形成的炽热熔滴(火花)溅



图13 抛光工序后产生的熔滴  
Fig.13 Molten drop after polishing

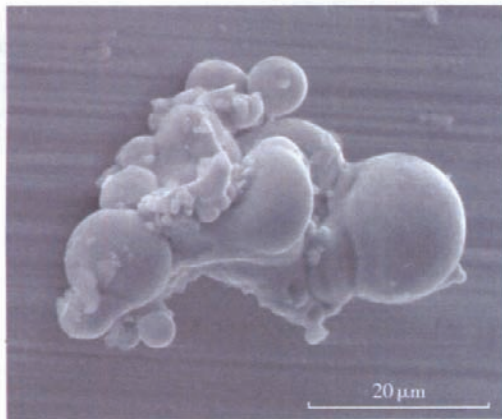


图14 砂纸打磨后的痕迹  
Fig.14 Traces after sand paper polishing

射到工件的表面,并与工件表面焊合粘结,致使工件表面产生过烧。熔滴的显微硬度非常高,约为基体的3倍,这与钛合金熔滴在空气中与氧、氮等间隙元素产生化学反应,形成氧、氮间隙化合物有关,使得烧伤区变脆。研究表明<sup>[5]</sup>,钛合金对熔滴烧伤十分敏感,而熔滴烧伤区对疲劳寿命特别敏感,一方面熔滴氧、氮含量很高,为脆性相,在应力作用下易开裂,成为疲劳源;另一方面熔滴会导致基体组织发生变化;再一方面破坏了构件表面完整性,出现较大的应力集中,从而明显地降低构件的疲劳抗力,导致疲劳裂纹早期萌生,在交变载荷作用下,疲劳寿命大幅度减小。

#### 4 中央件改进措施及试验验证

为了提高钛合金零件的疲劳抗力,对钛合金桨毂中央件采取如下改进措施:

- (1) 在抛光过程中采取适当措施避免熔滴产生;
- (2) 在零件加工和运转过程中,避免表面磕碰、划伤及火星溅蚀烧伤;
- (3) 优化钛合金中央件的细节设计,降低危险区域

表3 拉-拉及旋转弯曲疲劳试验情况

试样编号	有无熔滴	最大载荷 /MPa	应力比	循环次数 /次	试验方法
4L3	无	630	0.1	$9.4 \times 10^7$	拉-拉
4L7	无	630	0.1	$1.0 \times 10^7$	拉-拉
4L18	有	630	0.1	$3.8 \times 10^4$	拉-拉
4L54	有	630	0.1	$2.5 \times 10^4$	拉-拉
4L56	有	630	0.1	$4.7 \times 10^4$	拉-拉
YR0-40	无	460	-1.0	$> 1.0 \times 10^7$	旋弯
YR0-85	无	460	-1.0	$5.0 \times 10^4$	旋弯
YR0-96	有	460	-1.0	$3.0 \times 10^4$	旋弯
YR0-98	有	460	-1.0	$2.5 \times 10^4$	旋弯
YR0-110	有	460	-1.0	$5.0 \times 10^4$	旋弯

的应力水平;

- (4) 对表面进行喷丸强化,以提高疲劳强度。

采取上述改进措施后,2件钛合金桨毂中央件经全尺寸疲劳试验验证,均满足设计要求。

#### 5 结论

通过前面的检查、分析及验证,得出如下结论:

- (1) 2件中央件试件的断裂均发生于理论计算高应力区,疲劳裂纹是在试件几何形状改变引起的较高应力位置萌生的;

- (2) 疲劳源区存在的钛合金熔滴,是诱发疲劳裂纹、产生高周疲劳断裂,从而引起2件钛合金中央件提前疲劳破坏的主要原因;

- (3) 钛合金零件在加工过程中由于加工不当会在零件表面产生熔滴烧伤零件表面,打磨可以将熔滴凸出部分消除,但是无法消除熔滴烧伤的痕迹;

- (4) 钛合金零件表面加工质量对零件的疲劳寿命会产生严重影响。

#### 参考文献

- [1] 何玉怀,刘德林,刘昌奎,等.TB6钛合金旋翼中央件断裂分析.北京:中国航空工业失效分析中心,2009.
- [2] 田继丰,姚戈,戴春丽,等.TB6钛合金试件疲劳试验断口分析.沈阳:中国科学院金属研究所失效分析中心,2009.
- [3] 张晓英,周梅生,唐火顺,等.TB6钛合金材料机械加工工艺性能试验总结.景德镇:中国直升机设计研究所,2007.
- [4] 艾剑波,李满福,覃海鹰,等.某型直升机Ti1023钛合金中央件提前疲劳破坏原因分析.直升机技术,2008(4): 33-36.
- [5] 陶春虎,刘庆璋,曹春晓,等.航空用钛合金的失效及其预防.北京:国防工业出版社,2002.

(责编 小城)