

叶片断裂故障分析

六二一所叶片振动疲劳强度组

一、故障简况

涡轮轴发动机准备装油气分离器时,发现压气机二级转子叶片中四片折断(叶尖掉角),一片有宏观可见裂纹。

故障叶片断裂形态如图1至图3所示。从18号故障折断叶片断口可以看出(图1),宏观贝壳状疲劳环清晰可见,疲劳源起始于化学损伤处(点腐蚀坑),属于典型的振动疲劳断裂故障。经振型及动测试验表明,属于由发动机压气机一级静子叶片尾流激振(频率5620~5783赫芝)引起的(叶片在86~89%额定转速工作条件下)二扭共振疲劳断裂。

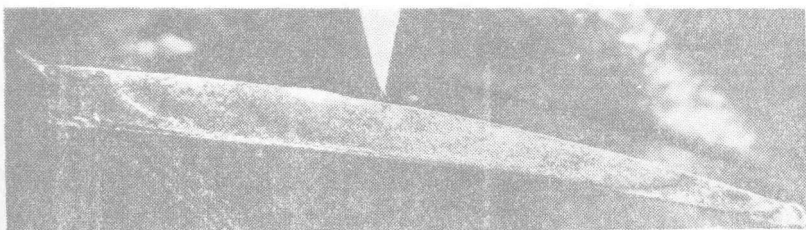


图1 18号故障折断叶片断口低倍,贝壳状疲劳环清晰可见,疲劳源在叶背化学损伤处(箭头指示点蚀坑) ×3

对故障发动机分解后进行检查时发现,整个压气机转子叶片的表面都附有较厚的积灰,前几级中有的厚达1~2毫米。用汽油擦净叶片表面积灰后,发现叶片表面均不同程度存在点蚀坑和外物损伤坑,且进气边比排气边严重,叶盆比叶背严重。显然,这是由外物损伤(机场地面的砂、石、空气中的尘土)与化学损伤综合造成的。

二、按有关技术条件检查结果

涡轮轴发动机压气机转子叶片材料是1Cr11Ni2W2MoV(类似01H961)不锈钢,叶片热加工工艺是:锻、整形及热处理(包括退火及调质,调质回火温度560°C)。根据原材料入厂档案记录,炉号为86T437,入库前均进行了化学成分、机械性能和低倍三项检查,检查结果均符合HB773-68技术条件。

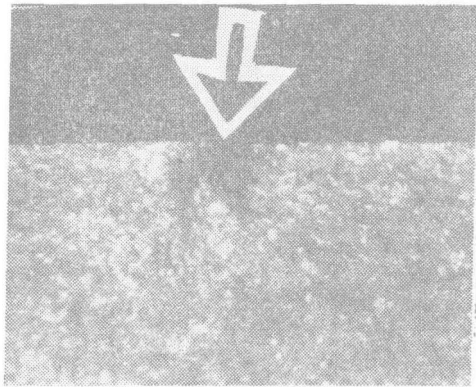
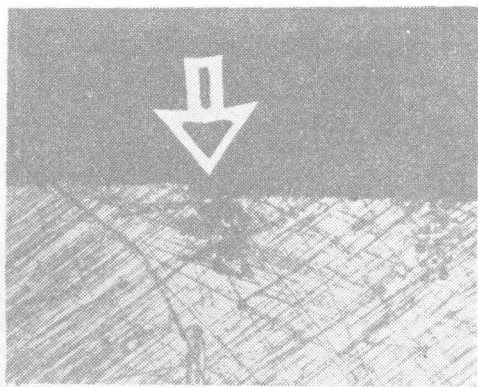


图2 18号故障折断叶片断口的疲劳源区(箭头指示点蚀坑) ×30

三、振动疲劳试验分析

1. 二级旧叶片故障断裂形态再现试验(疲劳源区)

二级旧叶片(与故障叶片装同台转子)振动疲劳试验时断裂形态如图4至图6所示。

与故障叶片断裂形态(图1至图3)对比后可以看出,振动疲劳试验叶片的断裂形态,与故障叶片的断裂形态十分相似,疲劳源均产生在化学损伤处,基本上达到了故障叶片断裂形态(叶背或叶盆的疲劳源区)再现的目的(由于试验是在一弯振型下进行的,未进行二扭振型的试验,因此,故障叶片的断裂位置没有再现)。

2. 二级叶片剩余疲劳强度的测定

所谓叶片的剩余疲劳强度,是指叶片在给定制车或使用时间后重新进行疲劳试验(带着叶片在使用过程中所造成的各种损伤表面)得到的疲劳强度,它包含下述内容和意义:

既能表征叶片材质的疲劳强度,又能定量地表征叶片材质及其有关工艺在使用环境中抗各种表面损伤能力,以及这些表面损伤对叶片疲劳强度的影响,而后者是评定发动机叶片使用可靠性和限制叶片使用寿命的关键因素。

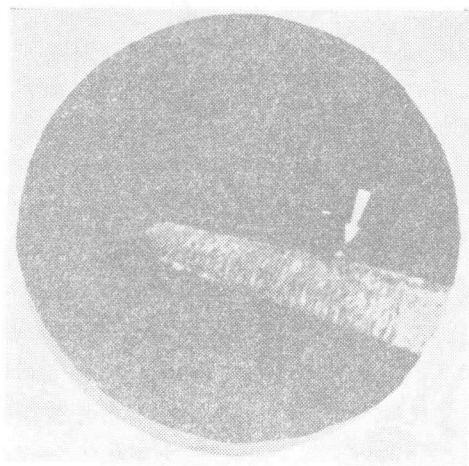


图3 6号故障裂纹叶片断口低倍,疲劳源在叶盆化学损伤处(箭头指示点蚀坑)

故障叶片化学成分、硬度检查均符合1BDJT6-71技术条件,金相组织检查未发现异常现象。

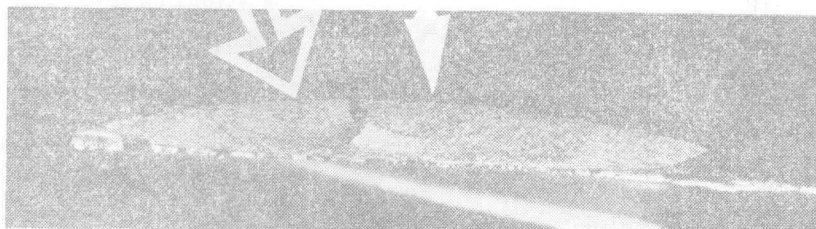


图4 二级旧叶片振动疲劳试验断口低倍,贝壳状疲劳环可见,疲劳源在叶背化学损伤处(箭头指示点蚀坑) $\times 2.8$

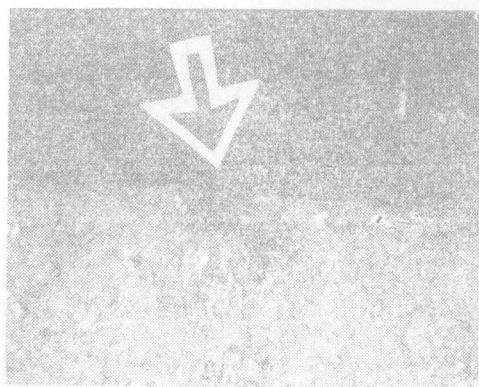


图5 二级旧叶片振动疲劳试验断口的疲劳源区(箭头指示点蚀坑) $\times 70$

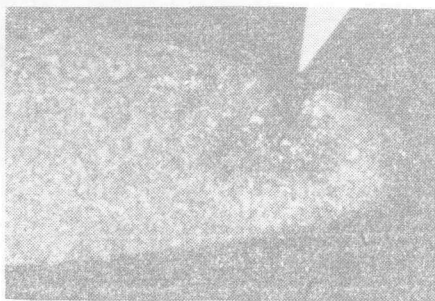


图6 二级旧叶片振动疲劳试验断口,疲劳源在进气边叶盆化学损伤处(箭头指示点蚀坑) $\times 40$

叶片的剩余疲劳强度定义为:

$$\sigma_{\text{剩}} = K_{\text{剩}} \times \sigma_{f1} \times K_{\text{修}}$$

$$K_{\text{剩}} = 111 - \frac{\sigma_{f1} - \sigma_{f2}}{\sigma_{f1}} \times 100\%$$

式中: $K_{\text{剩}}$ 剩余疲劳强度系数(%)

σ_{f1} 未经使用的新叶片的疲劳强度(公斤/毫米²)

σ_{f2} 经给定使用(或台架试车)时间后的旧叶片的疲劳强度(公斤/毫米²)

$K_{\text{修}}$ 在叶片的试验数量较少时,考虑到试验结果分散性的修正系数(根据经验取0.85~1之间,在一般情况下取0.92)。

二级叶片剩余疲劳强度试验结果,见表1。

3. 试验结果的判别

叶片在使用中或在台架试车过程中发生的断裂故障,是个十分复杂的问题,与许多因素有关。如何从许多有关因素中,根据试验结果判别出叶片发生故障断裂的主导因素或少量重要综合因素,至今国内外没有比较成熟的经验可循。

根据近几年我们对航空发动机压气机叶片失效机理和剩余疲劳强度研究方面取得的初步成果,可将叶片断裂故障分为三种类别:

设 σ'_{f2} 为经修正的旧叶片剩余疲劳强度;

σ'_{f1} 为经过修正的新叶片的疲劳强度;

σ_a 为发动机台架状态(或压气机试验器)

实测最大振动应力;

$\sigma_{\text{稳}}$ 为稳态振动应力,或称振动应力标准,

标志叶片振动量级在允许范围内,是根据长期使用和试验得出的一种经验数据。

对不锈钢叶片: $\sigma_{\text{稳}} \leq 16 \sim 20$ 公斤/毫米²

1) 如果 $\frac{\sigma'_{f1}}{\sigma_a} < 1.5$, $\sigma_a > \sigma_{\text{稳}}$ 或者

$$\frac{\sigma'_{f2}}{\sigma_a} < 1.5, \sigma_a > \sigma_{\text{稳}}, \sigma_a > \sigma_{f2}$$

且 $K_{\text{剩}} > 70 \sim 80\%$, 则叶片的振动应力量级大是导致叶片发生疲劳断裂的主导因素,简称第一类断裂故障。排故主攻方向是从发动机结构设计方面着手,降低叶片的振动应力。

2) 如果 $\frac{\sigma'_{f1}}{\sigma_a} > 1.5$, $\frac{\sigma'_{f2}}{\sigma_a} < 1.5$,

$K_{\text{剩}} = 70 \sim 80\%$, 且 $\sigma_a \leq \sigma_{\text{稳}}$, 则叶片材料(包括有关工艺)的剩余疲劳强度较低,是导致叶片在使用中发生疲劳断裂的主导因素,简称第二类断裂故障。排故主攻方向是从提高叶片材料(包括有关工艺)的剩余疲劳强度方面着手(或者更换叶片材料和革新工艺)。

3) 如果 $\frac{\sigma'_{f1}}{\sigma_a} > 1.5$, 而 $\frac{\sigma'_{f2}}{\sigma_a} < 1.5$,

$\sigma_a > \sigma_{\text{稳}}$, $\sigma_a \geq \sigma'_{f2}$, 且 $K_{\text{剩}} < 70 \sim 80\%$, 则叶片在使用中发生的疲劳断裂故障,是由于叶片工作时振动应力量级较大和叶片材料(包括有关工艺)的剩余疲劳强度较低两个重要因素综合造成的,简称第三类断裂故障。排故必须从两个方面着手,一方面从结构设计方面设法降低叶片的振动应力,使其 $\sigma_a \leq \sigma_{\text{稳}}$, 另一方面提高叶片材料的剩余疲劳强度(包括有关工艺革新),使其在当量使用时间后的 $K_{\text{剩}} > 70 \sim 80\%$ 。

表1 1C111Ni2W2MoV二级叶片的剩余疲劳强度试验结果

新旧试验 叶片数量	试验 叶片 振型	循环基数(循 环次数)	σ_{f1} (公斤/毫米 ²)	σ_{f2} (公斤/毫米 ²)	$K_{\text{修}}$	$\sigma_{\text{剩}}$ (公斤/毫米 ²)	按全疲劳图修正后 σ'_{f2} (公斤/毫米 ²)	备 注
新9片 旧10片	一弯	$>10^7$ 三片以 上未断	51	28	0.92	26	24	*

* 取二级叶片在额定转速下最大离心应力 $\sigma_m = 12$ 公斤/毫米²。

按上述分类方法，1Cr11Ni2W2MoV 不锈钢二级叶片的断裂故障属第三类断裂故障。有关数据列于表 2。

四、试验结果的分析 and 讨论

试验结果表明,造成1Cr11Ni2W2MoV 不锈钢二级叶片断裂故障是由中等振动应力与叶片材料剩余疲劳强度较低两个重要因素综合造成的。下面仅就叶片材料剩余疲劳强度较低产生原因进行粗略的分析和讨论。

1. 热处理工艺的选择问题

对于如何选择不锈钢这一类中等强度钢种的最佳热处理制度,按传统的观点,只是考虑静强度储备和新叶片动强度储备的需要,而且使之储备愈大愈好,较少考虑使用环境对强度降低的影响。显然,从现代航空发动机发展的要求和趋势来看,这是不应忽视的问题。

例如,某涡轮喷气发动机一级压气机叶片额定转速时的最大离心应力 $\sigma_m = 45$ 公斤/毫米², 而某涡轮轴发动机压气机叶片最大离心应力 σ_m 约小于 20 公斤/毫米², 但两种不同用途、不同工作条件和应力状态(涡轮轴发动机工作条件在某些方面比涡轮喷气发动机工作条件恶劣,如在离地面不高旋停使用时,地面尘土很大,叶片易受外物损伤和化学损伤)的发动机的 1Cr11Ni2W2MoV 不锈钢叶片调质回火温度,均选手册规范的 560°C 下限温度是值得商榷的问题。

从新叶片单纯强度观点(忽视使用环境影响和变化)来看,560°C 回火的 σ_b 、 $\sigma_{0.2}$ 较高, α_k 、 δ 、 ψ 合乎要求,新叶片的疲劳强度也较高

(中等强度钢种的 σ_r 随 σ_b 的增加而增加), 动强度储备也较大。但是叶片在使用过程中的潜在隐患(外物损伤、化学损伤、疲劳损伤三者相互影响,互为因果)促使其疲劳强度大幅度下降,按传统选材观点却考虑不多。实践表明,这恰恰是提高结构效率和使用可靠性、限制使用寿命的关键因素,在选择最佳热处理制度时,必须重点加以考虑。尤其是对直升机、大型军用运输机及民航机就显得更为重要。

近年来我们对国内外几种型号发动机压气机叶片的剩余疲劳强度进行了粗略的试验分析,试验结果列于表 3。在 3%NaCl 腐蚀环境中,不同调质回火温度对 Cr17Ni2、GX-8 不锈钢剩余疲劳强度系数的影响进行探索试验,试验结果列于表 4。

从表 3 可以看出,对 2~5 级 LY2 铝合金叶片采用过时效工艺、喷 7011 漆表面防护后,对提高剩余疲劳强度收到了十分良好的效果(σ_r 提高了 34%)。

苏联 AH-20M 发动机压气机 Cr17Ni2 三级叶片,采用 1030°C 淬火油冷 680°C 回火,累积使用 3000 小时后叶片的剩余疲劳强度系数 $K_{剩} = 83\%$, 较我国 GX-8 三级叶片,采用 1150~1170°C 高速锤挤压空冷(代替淬火) 580°C 回火、试车 2000 小时后的 $K_{剩} = 65\%$ 高百分之十八。

从表 4 可以看出, Cr17Ni2 不锈钢板材试样 680°C 回火时的 $K_{剩}$ 较 530°C 回火时的 $K_{剩}$ 的趋向要高。根据不同回火温度对 Cr17Ni2 板材试样 $K_{剩}$ 的影响 S-N 曲线外推,如果试验时间从 20 小时延至 100 小时,则 Cr17Ni2 不锈钢 680°C 回火的 $K_{剩}$ 将出现远远优于 530°C 回火的

表 2 1Cr11Ni2W2MoV 不锈钢二级叶片断裂故障的判别

σ'_{r1}	σ'_{r2}	σ_a	$\sigma_{稳}$	$K_{剩}$	$\frac{\sigma'_{r1}}{\sigma_a}$	$\frac{\sigma'_{r2}}{\sigma_a}$	判 别 结 果
43	24	27	16~20	55%	>1.5	<1.5	第三类断裂故障

表 3 国内外各型发动机压气机工作叶片材料剩余疲劳强度系数的比较

国别	发动机型号	叶片级别	叶片材料	叶片使用寿命	叶片材料热处理规范及表面防护工艺	叶片表面损伤宏观状态	剩余疲劳强度系数 (%)	剩余疲劳强度 (公斤/毫米 ²)	备 注
中国	涡轮螺旋桨发动机	二级	GN-8 下锈钢	台架试车 2000小时	1150℃~1170℃ 高速运转后 空冷580℃回火	点蚀坑, 升物损伤坑	64	32	热加工工艺规范规定 580~620℃回火 本批试车叶片 580℃回火
中国	涡轮轴发动机	二级	1Cr11Ni2W2MoV 不锈钢	台架试车 150小时, 使用50小时	锻造、整形、1000℃淬火油冷, 560℃回火 HB=3.2~3.45	点蚀坑, 外物损伤坑	55	26	该台发动机使用过程中有漏油现象, 可能加速化学损伤
中国	涡轮喷气发动机	二级	LY2 铝合金	一次使用100小时累积使用200小时	170℃保温16小时正时效、喷丸、铬酸阳极化、喷表面防护	剥蚀层	50	9	经修理厂大修后, 再在外场使用100小时
中国	涡轮喷气发动机	一级	Cr17Ni2 不锈钢	约使用50小时	1180℃锻造 1040℃校正散开 空冷530℃回火油冷	点蚀坑, 外物损伤坑	57	25	有时有单点腐蚀
中国	涡轮喷气发动机	二级	LY2 铝合金	200小时试飞	190℃保温16~24小时过时效、喷丸、铬酸阳极化、喷7011漆表面防护	点蚀坑	约90	15.5	在沿海地区试飞数年
美国	J13D—3B	九级	Greek Ascaloy 不锈钢	约累积使用4000小时	980℃淬火570℃回火、麻丸、少峰 镀铬镉中温表面防护层	麻点, 少峰 外物损伤	约90	54	本次使用寿命不详
英国	斯 贝 511—5W	高压三级	Ti679钛合金	约累积使用5000小时	900℃1小时空冷, 500℃24小时空冷、喷丸	轻微热盐 腐蚀损伤	约87	37	同上
苏联	AM—20M	三级	Cr17Ni2	约累积使用3000小时	1030℃淬火油冷, 680℃回火油冷	点蚀坑, 外物损伤坑	83	35	同上

表 4 不同回火温度对不锈钢板试样K_剩的影响

材料牌号	热处理工艺	试 验 环 境	试验循环基数及时间	K _剩	备 注
Cr17Ni2不锈钢	1030℃淬火油冷	530℃回火	3% NaCl	>10 ⁷ (约20小时)	66%
		620℃回火	3% NaCl	>10 ⁷ (约20小时)	73%
		680℃回火	3% NaCl	>10 ⁷ (约20小时)	77%
GX—8不锈钢	1150℃淬火油冷	620℃回火	3% NaCl	>10 ⁷ (约17小时)	75%
		680℃回火	3% NaCl	>10 ⁷ (约17小时)	77%

K剩的趋向,且有680°C回火时 $\sigma_{剩}$ 的绝对值高的趋向。由于此试验是用板材试样进行的,上述趋向是否正确,有待今后用经过试车或试飞的叶片试验予以验证。

2. 表面防护的采用

试验结果表明,选择合适的表面防护工艺,对防止铝叶片的化学损伤、提高剩余疲劳强度,效果十分显著(见表3)。但在室温左右使用条件下,以防护漆来防止不锈钢叶片化学损伤,我国至今几乎仍未采用。

美国J85发动机压气机共有八级转子叶片,一级至二级叶片材料是Greek Ascaloy不锈钢,三级至八级是AM35不锈钢,静子叶片均为403不锈钢,它的一至二级转子叶片均喷有Nabelom灰色环氧漆。零级静子叶片也喷有上述灰色漆。

苏联近年来改型的米格-21飞机用的P-11 ϕ -300型发动机压气机不锈钢一级转子叶片,也喷环氧漆进行表面防护。其目的是为了尽可能减少不锈钢叶片的表面损伤,提高叶片的剩余疲劳强度。

遵照伟大领袖和导师毛主席关于“洋为中用”的教导,我们应尽快地开展这方面的试验研究工作,填补这方面的空白,以提高我国正在使用的Cr17Ni2、1Cr11Ni2W2MoV、GX-8三种牌号不锈钢叶片的剩余疲劳强度,提高发动机的使用安全可靠性和结构效率,延长使用寿命。

五、结 论

1. 二级叶片故障断裂形态再现试验结果表明,试验室振动疲劳试验时,叶片的断裂形态与故障叶片的断裂形态基本一致,无论是叶背或叶盆,疲劳源均产生在化学损伤处。由于化学损伤处引起应力集中,大幅度降低叶片的疲劳强度,加速叶片疲劳断裂。

2. 经过150小时台架试车50小时使用后

1Cr11Ni2W2MoV二级旧叶片的剩余疲劳强度为26公斤/毫米²。

3. 根据试验结果的判别,1Cr11Ni2W2MoV不锈钢二级叶片的 $\sigma_{r1}/\sigma_a > 1.5$ 、 $\sigma_{r2}/\sigma_a \leq 1.5$ 、 $\sigma_a > \sigma_{稳}$ 且K剩 $< 70 \sim 80\%$,则叶片在使用中发生的疲劳断裂故障,是由于叶片工作时中等振动应力水平(86~89%额定转速时最大二扭共振应力27公斤/毫米²)与二级叶片剩余疲劳强度较低(26公斤/毫米²)两个重要因素综合造成的。

六、排故措施的建议

排故从两个途径同时进行:首先,采取有效措施降低二级叶片振动应力水平,使其 $\sigma_a < \sigma_{稳}$ 。其次,提高1Cr11Ni2W2MoV不锈钢叶片的剩余疲劳强度。为此应该:

1. 改善1Cr11Ni2W2MoV不锈钢热处理工艺,推荐将原1000°C淬火油冷、560°C回火油冷改为1000°C淬火油冷、680°C或620°C回火油冷。

2. 前两级叶片采用喷漆表面防护。

3. 有关热处理及喷漆排故措施实施之前,须进行当量台架试车时间的二级叶片剩余疲劳强度试验并取得明显效果之后,再进行小批推广试用。

主要参考资料

1. 《压气机叶片振动疲劳强度试验研究工作技术总结》

六二一所 1977.3

2. 《航空发动机叶片振动疲劳试验方法(草案)》叶强 7612

六二一所 1976.12