

金相技术经验交流会资料选编

故 障 分 析

《金相技术经验交流会资料选编》编审小组 编

国防工业出版社

金相技术经验交流会资料选编

故 障 分 析

(内部资料·注意保存)

《金相技术经验交流会资料选编》编审小组 编

国防工业出版社

内 容 简 介

“故障分析”是《金相技术经验交流会资料选编》之一，共收集了十四篇资料，主要内容是对飞机和发动机零部件在生产和使用中发生的故障所进行的分析。可供航空系统的冶金、设计、工艺等专业的工人和技术人员在工作中参考。

金相技术经验交流会资料选编

故 障 分 析

《金相技术经验交流会资料选编》编审小组 编

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可出字第074号

国防工业出版社印刷厂印装 内部发行

787×1092 $1/32$ 印张 $53/4$ 121 千字

1977年3月第一版 1977年3月第一次印刷 印数：0,001—2,500册

统一书号：N15034·1516 定价：1.20元

前 言

伟大的无产阶级文化大革命促进了科学技术的迅速发展，这在航空产品的故障分析方面也得到了反映。近年来，有关单位通过故障分析解决了不少产品质量问题。实践出真知，通过科学实验，做到了有所发现，有所前进。

为了认真总结经验和交流技术，航空工业系统于1974年12月召开了金相技术经验交流会。本书就是这次会议收集整理《金相技术经验交流会资料选编》(故障分析)部分，参加编写交流资料的单位，除了航空工厂外，还有空军的一些工厂。限于篇幅，仅选了十四篇，主要内容是零部件使用故障分析。值得注意的是其中有些故障分析实例是深入生产实际，依靠有实践经验的工人和战士进行的；有的实例已广泛应用断口金相等新技术。

在选编工作中，由于水平的限制，肯定存在不少缺点错误，希望能得到各方面批评指正。

编 者

目 录

一、飞机主梁静力试验提前断裂分析报告·····	(5)
二、金属旋翼大梁在生产和使用中发生的故障·····	(30)
三、机身大梁下凸缘裂纹的分析·····	(39)
四、前后机身结合螺栓断裂原因的分析·····	(50)
五、螺栓断裂原因的分析·····	(65)
六、活塞式发动机凸轮盘裂纹故障分析报告·····	(73)
七、直升飞机用发动机主连杆断裂故障分析报告·····	(80)
八、主连杆折断原因分析·····	(89)
九、活塞式发动机主连杆破裂故障分析·····	(98)
十、涡轮叶片箍套断裂的分析·····	(105)
十一、涡轮喷气发动机涡轮叶片叶身裂纹分析·····	(110)
十二、涡轮喷气发动机零件外场使用中的主要故障·····	(129)
十三、涡轮喷气发动机一级压气机叶片折断故障分析·····	(161)
十四、涡轮喷气发动机加力小燃油总管试车折断故障分析·····	(169)

一、飞机主梁静力试验

提前断裂分析报告

一、事故发生的经过和现场情况

某厂进行飞机全机静力试验时,试验的过程是: LA 情况加载 90%, A 情况加载 90%, A' 情况加载 67% 试验,均满足设计要求。只当 A 情况加载至 90% 时,由于机炮前整流包皮严重失稳破坏,导致加载系统不平衡,使机翼瞬间卸载弹回原位。经检查,未发现其他破坏现象。

最后做全机 A' 平衡情况破坏试验,载荷将加至 80% 时,左机翼在主梁根部突然折断,断前无任何破坏的预兆,断裂时声响很脆。

断裂部位,距主梁与机身 24 框对接之耳孔中心约 100 毫米处,下凸缘上的孔为主梁与主起落架斜支柱接头的最靠近主梁根部的螺栓孔。

断面情况见图 1 和图 2。

经现场测量,下凸缘上的孔加大至 $\phi 14D4$ (图纸要求为 $\phi 12D4$),孔边距 16 毫米 (图纸要求为 14 毫米),孔内光洁度 $\nabla 4 \sim \nabla 5$ (图纸要求为 $\nabla 6$),且有深度 0.05~0.06 毫米之刀痕及油泥,其他加工尺寸符合图纸要求。

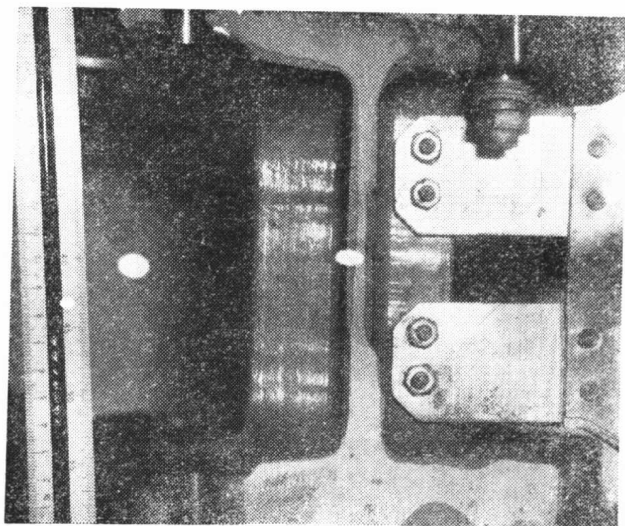


图 1 主梁断口形貌

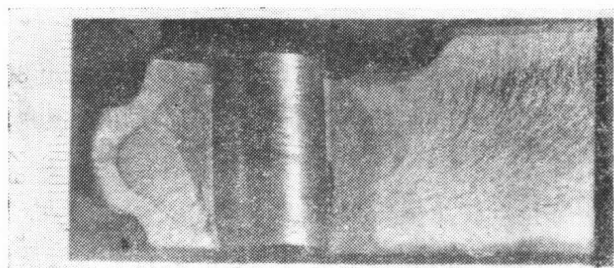


图 2 主梁断口起源形貌

二、对主梁提前断裂的初步分析

事故发生后，厂内组织了各有关方面人员对主梁折断的原因从六个方面进行了初步分析，经过调查、分析、比较，认为以下三个问题可以排除：

1. 设计问题

机翼结构除外挂更改,局部加强外,其他较原型机没有更改。主梁结构从四批开始,将主视图外形由五条折线改为三条折线,根部断裂处外貌形加高了1.9毫米,其他尺寸没有改变。主梁所用材料与歼击机大梁一样,计算方法也相同。经计算即使外加载到100%,主梁也不应被拉断。

此外,这种材料的大梁(包括另外两种飞机)在使用和历次静力试验中从未断过。

为了验证设计的正确性和机翼的强度,又对右翼进行了A'情况的破坏试验。结果加载至99.3%时,上翼面后梁区域失稳破坏,比原型机试验结果(94.1%)有所提高,主梁均无任何破坏。

综上所述,此次主梁之提前折断并非设计不当所致。

2. 静力试验的影响

经复查,静力试验的图纸、资料、设备、杠杆的安装及加载等,均未发现问题,其对试验结果的影响可以排除。

3. A情况加载90%时突然卸载的影响

突然卸载是由于机炮罩破坏,引起机翼根部1~4切面上的胶布带脱落,这些胶皮带上的载荷就应由外翼胶布带承受,但由于钢索已经松弛,载荷并未加上去,同时测力计指针也退回到初读数,无回弹现象,也证明载荷未加上去。这样就不存在外翼载荷加大使根部弯距增加的问题了,其后果仅仅使机翼在瞬间弹回原位,此后对主梁材料的检查,瞬间回弹未引起材质的任何变化。

此外,103机在静力试验时,以及本飞机A'情况试验时的右机翼均遇到类似情况;但对后来的试验都无影响。

参照上述分析, 可以认为 A 情况试验 90% 时的突然卸载, 对 A' 情况试验没有影响, 仅仅使主梁承受了一次较高的载荷。

经初步分析, 认为下述三个问题与主梁的断裂有关:

(1) 主梁断裂处的装配加工质量较差。

由于主梁与起落架斜支柱接头装配往往不协调, 上下两个孔不同心, 需强迫装配, 造成了装配初应力。

再者, 孔内光洁度差, 具有较深的刀痕, 又不干净, 这些都不符合要求, 使结构的缺口敏感性增加。

(2) 怀疑断裂的主梁是经酸洗过的毛坯加工的, 酸洗后渗氢对材质的影响如何尚不清楚。

(3) 经检查, 进厂的原材料是合格的, 经调质处理后的大梁强度超上差, 使材质敏感性高于一般大梁 (材料的检验结果见后面部分)。

主梁材料系 30CrMnSi2A 模压件, 其性能如下。

1. 化学成分

材料的化学成分符合 30CrMnSiNi2A 的要求, 见表 1。

表 1

元 素	C	P	S	Mn	Si	Cr	Mo	Ni
断裂梁成分	0.31	0.01	0.006	1.14	1.19	1.03	0.30	1.55
要 求	0.27~ 0.34	≤ 0.03	≤ 0.03	1.0~ 1.3	0.9 ~1.2	0.9~1.2	0.3~ 0.5	1.4~ 1.8

2. 低倍组织

经 70°C 50% 盐酸溶液腐蚀, 纤维方向符合技术条件要求 (见图 3)。

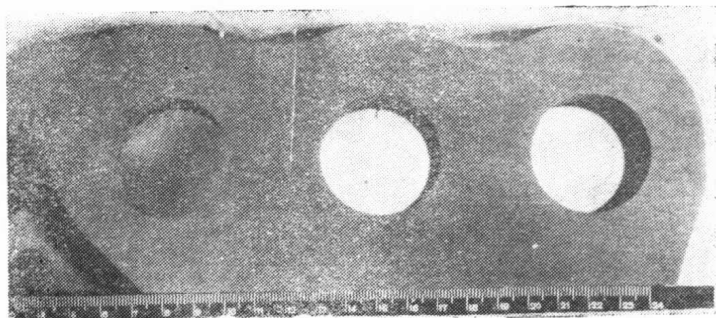


图3 主梁头部的低倍组织 (纤维沿梁纵向)

3. 金相组织

技术条件要求非金属夹杂物 ≤ 2.5 级；现主梁氧化物夹杂符合1级 (见图4)，硫化物夹杂符合1级 (见图5)。

技术条件要求晶粒度5~8级，现主梁分别经900℃和930℃保温2小时后氧化30分钟，均符合6~7级，经上述两种温度保温，在930℃晶粒无长大倾向，说明原材料的本

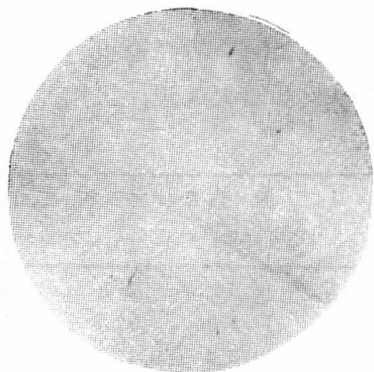
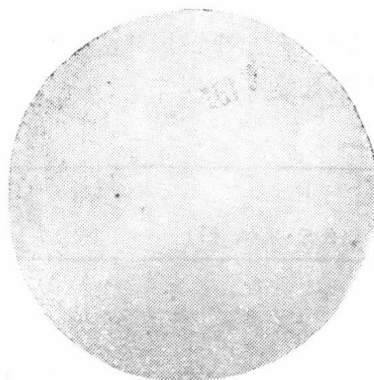


图4 氧化物夹杂 $\times 100(1/5)$ ● 图5 硫化物夹杂 $\times 100(1/5)$ ●

● 在放大倍数后的括弧内所注的数值为原照片的直径或长、宽缩小的尺寸，下同。

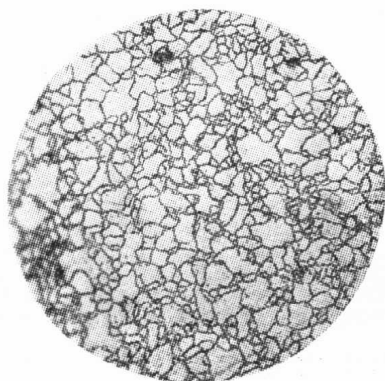


图6 900°C保温后氧化的晶粒度
×100(1/5)

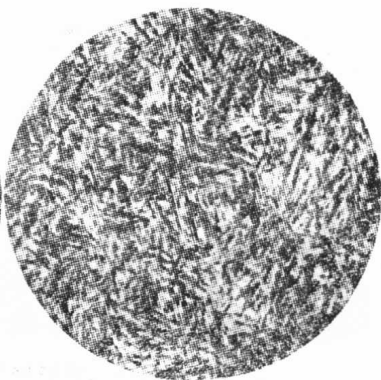


图7 主梁头部的显微组织
×300(1/5)

质晶粒度是符合要求的(见图6)。

金相组织为回火马氏体(见图7)。

4. 机械性能

主梁断裂后经退火, 切取拉伸试样和冲击试样, 再经等温淬火和回火处理, 机械性能数据如表2所列。

表 2

		抗拉强度 σ_b (公斤/毫米 ²)	延伸率 δ_5 (%)	断面收 缩 率 ψ (%)	冲击韧性 α_k (公斤·米/厘米 ²)	布氏硬度压痕 直 径 ϕ (毫米)
纵 向	要求	170 ± 10	≥ 9	≥ 45	≥ 6	2.8 ~ 2.94
	1#	170.0	12.5	46.9	9.8	2.81
	1#	172.2	12.5	49.0	9.9	2.81
横 向	要求	≥ 150	≥ 5	≥ 25	≥ 2	≤ 2.9
	2#	173.8	11.3	33.1	8.6	2.82
	2#	172.5	11.3	33.0	8.0	2.82

上述所有结果说明进厂原材料性能合格,符合 YD4701-60 技术要求。

再从破坏主梁上取机械性能试样,性能数据见表 3。

表 3

		抗拉强度 σ_b (公斤/毫米 ²)	延伸率 δ_5 (%)	断面收 缩率 ψ (%)	布氏硬度 压痕直径 ϕ (毫米)	洛氏硬度 HRC	冲击韧性 α_k (公斤·米/厘米 ²)
纵 向	1*	187.8	9.2	48.8	2.77	51.5	7.8
	2*	187.8	11.2	46.9	2.77	50.2	7.9
	3*	184.5	8.8	47.7	2.80	50.6	8.0
	要求	170 ± 10	≥ 9	≥ 45	2.8~2.94		≥ 6

主梁断口附近的硬度:

HB2.74~2.76;

HRC50~52。

附热处理规范:

600~650°C 预热 60 分钟, 900°C 保温 45 分钟, 200~250°C 等温 60 分钟后水冷或空冷, 最后在 200~300°C 回火 120 分钟。

从以上机械性能数据可以看出, 主梁经热处理(最后调质处理)后出现:

(1) 强度值超上差 ($\sigma_b = 170 \pm 10$ 公斤/毫米²), 不合格。

(2) 塑性偏低, 甚至有不合格点。

(3) 硬度偏高, 按现在标准布氏硬度应压痕在 $\phi 2.8 \sim 2.94$ 毫米之间, 而破坏主梁材料达 HB $\phi 2.74 \sim 2.76$ 毫米, 亦不合格。

以上材料的不合格系由于等温回火温度偏低所造成。

三、断口的观察

1. 断口源的判断

主梁断面的形貌如图 8 所示, 根据断面上“人”字形纹路的指向, 断裂只可能起始于两处: 一是主梁下凸缘螺孔右下角开始 (见图 8); 二是螺孔左边的放射状中心 (见图 9)。但是, 螺孔左面断面细致, 整个尺寸有较大的变小, 经电子显微镜复型观察均为塑性的拉断断口, 如图 10 和图 11 所示, 且放射状中心是往左下角移动, 所以它完全是被迫拉断的。而下凸缘螺孔右下角则呈颗粒状断裂, 表面粗糙, 颜色较其它处均深, 尺寸均未变化, 系属脆性断裂, 它是在螺孔左边断裂前发生的, 所以是断裂源。

2. 断口源的宏观特征

仔细观察断裂源的形貌, 可归纳下列几个特点 (见图 9):

- (1) 断裂源较整个断面为平整, 粗糙;
- (2) 颜色较整个断面的其它地方为深;
- (3) 在粗糙区还带有放射状纹路, 在放射状的中心有一凹坑——腐蚀坑 (如图 12 所示);

(4) 腐蚀坑位于一条较深的刀痕 (大约 $0.05 \sim 0.06$ 毫米深) 上, 在坑底上还有两条小裂纹 (见图 13 和图 14)。

3. 断裂源的显微观察

图 15 是平行断面上发现的与断面相连的裂纹, 它是主裂纹 (即主断面) 的派生裂纹, 裂纹具有下述特征:

- (1) 裂纹沿原奥氏体晶粒边界发展;
- (2) 裂纹两边密合得较好, 但有分叉;
- (3) 在裂纹的拐弯处, 有小“湖泊”状的产物;

(4) 裂纹周围组织及硬度均未发生变化。

从与断面垂直的截面可以看到个别的晶粒已经与基体脱落(图 16), 在沿刀痕向孔底方向(下凸缘的下表面)又发现从刀痕起始的三条裂纹, 裂纹特征同上, 其方向与受力方向成 90 度。

4. 断裂源的电镜观察

断裂源经用乙醚清洗后利用醋酸纤维纸进行复型, 观察到下列结果。

(1) 在第一次的复膜中, 对断面上被粘下来的质点进行电子衍射(如图 17 所示)经确定是:

主要	$\delta\text{-Fe}$;
次要	FeO ;
个别	$\text{Fe}(\text{Cu}, \text{Al})_2\text{O}_4$ 。

这与金相中观察的结果是相对应的, $\delta\text{-Fe}$ 的出现表明晶粒已被拉下, 其在裂纹上的“湖泊”是氧化物。

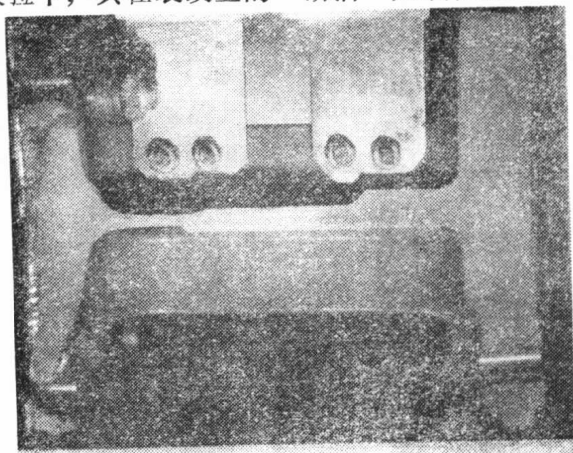


图 8 主梁断面的全貌

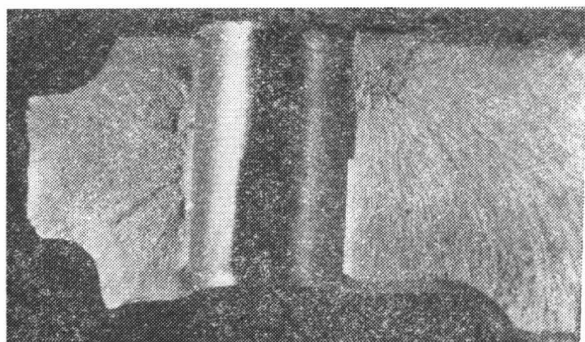


图 9 断口源的形貌

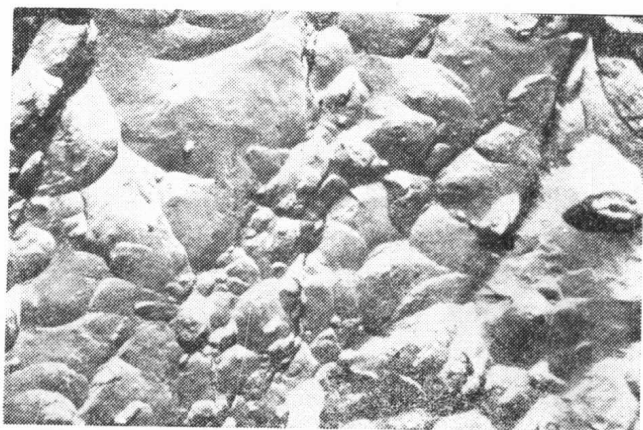


图10 螺孔外侧放射中心断面的电子显微镜观察形貌 $\times 5000$

(2) 断裂源的电镜观察形貌如图 18 和图 19 所示。

其特征是：断裂是沿原奥氏体晶粒边界的脆性断裂；在断裂的晶界面有花边状网络。

经上述断裂源的观察，主梁的断裂具有应力腐蚀断裂的特征。

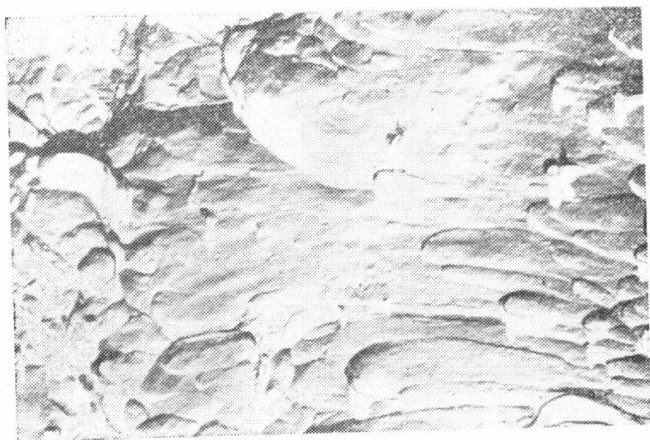


图11 远离放射中心的形貌 $\times 5000$

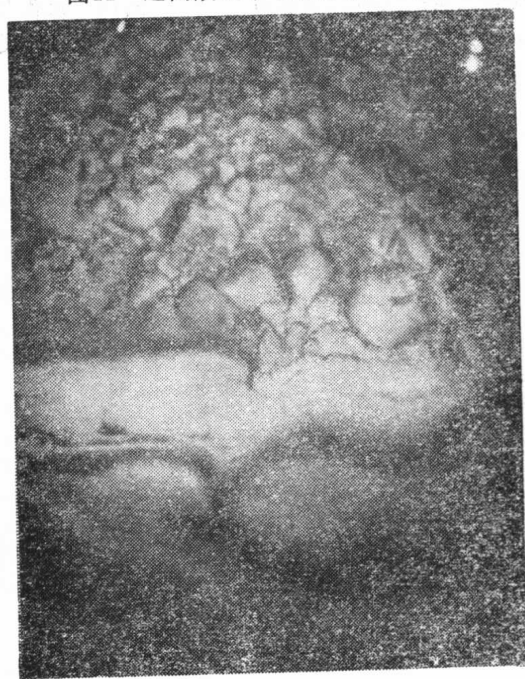


图12 断裂源的放大像——起源与一刀痕相连 $\times 105$

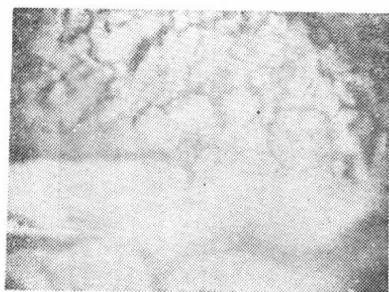


图13 在腐蚀坑底还有二条沿晶界的小裂纹

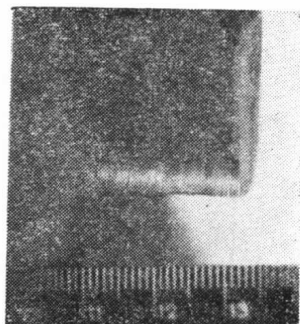


图14 螺孔内的加工刀痕与裂纹

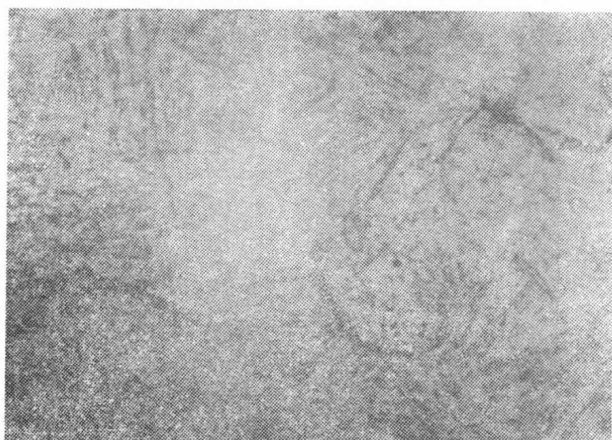


图15 平行断面的沿晶界裂纹，在裂纹上有分叉小裂纹及不连续的“湖泊”状产物 $\times 500$