

# 某型飞机机翼断裂分析

肖 刘

(海军驻安顺地区航空军事代表室, 贵州 安顺 561018)

**摘要:**某型飞机在静力试验中机翼出现了断裂故障,为了确定故障原因,经过对机翼断口进行宏观观察、力学性能检测、高倍组织分析及扫描电镜观察后,检测结果表明:机翼材料化学成分符合 AMS4050D 标准要求,材料显微组织正常,断口为一次性拉伸断口。综合受力分析可以判定,机翼的断裂为试验时瞬时应力过大导致的拉伸断裂。

**关键词:**机翼;拉伸断裂;大应力

中图分类号: V224

文献标识码: B

文章编号: 1672-545X(2013)05-0132-02

2010年5月,某型飞机在进行主起落架90%静力试验的过程中,在进行完第一次67%设计载荷静力试验后,接着进行第二次90%设计载荷静力试验,当试验载荷逐级加载到65~67%设计载荷之间时,机翼主起落架舱附近发出巨响,经检查发现,机翼出现了断裂,断裂零件原材料为7050-T7451进口铝合金预拉伸板,规格为 $\delta 130$  mm,执行技术标准为AMS4050D。为了确定故障件的材料是否符合标准要求,对故障件进行了断口金相分析、化学与力学性能检测和分析,并对故障件进行了受力分析,确定了试验件破坏的原因。

侧螺钉已完全被剪断裂,断口平齐,铆钉均因剪切变形而在孔上出现较规则的月牙形小孔,且出现的方向一致,牙尖朝向主梁端,从而可判断该段在试验时受到朝前梁方向的拉应力,而蒙皮板则受到朝主梁方向的拉应力,在将裂纹尾端沿下缘条上的两螺栓孔钻断后,下缘条也向飞机机舱内侧出现了错位,如图2所示。



图1 断裂位置宏观形貌



图2 下缘条错位宏观形貌

## 1 试验过程与结果

在机翼产生断裂后,首先对现场进行了观察,然后进行常规的力学分析,最后将断裂零件拆下,将断口置于体视显微镜下进行宏观观察,并将断口置于KYKY2800型扫描电镜观察显微形貌,从故障件上取样进行化学成分和力学性能检测,现把分析过程及结果进行归纳,以期对飞机机翼断裂的原因进行探讨。

### 1.1 故障现象

断裂处于机翼的前梁与主梁间,在靠近主梁附近且距主梁腹板轴线向前约60 mm处,从上缘条处一直到下缘条与腹板转角,中间穿过一直径20 mm的孔后继续扩展,尾端处于与主梁装配处,断裂位置前段上缘条与后段上缘条在飞机侧向向内错位10 mm左右,如图1所示。

主梁与前梁段蒙皮与断裂位置连接的铆钉及外

### 1.2 故障分析

将主梁与前梁段的故障件取出,上缘条两螺栓孔处表面因错位产生挤压摩擦,产生了变形。整个断口呈银灰色,断口表面粗糙,裂纹产生于上缘条,源区无宏观塑性变形,呈大应力拉伸断裂方式,裂纹形成后呈撕裂状沿腹板向下缘条扩展,在穿过腹板内 $\phi 20$ 圆孔后,继续向下缘条扩展,在扩展区有明显的“人”字形棱线扩展特征,扩展棱线较粗,腹板两侧有剪切唇。对腹板和上下缘条进行尺寸测量,符合设计要求。

对故障件进行取样,磨制高倍金相试样观察,未见过烧过热等特征,零件显微组织正常,如图3所示,并在故障件上取样,进行化学成分分析,分析结果符合技术标准要求,如表1所示。从断裂零件上取样加工矩形力学性能拉伸试样进行检测,检测结果如表2所示,检测表明力学性能符合要求。

收稿日期: 2013-02-08

作者简介: 肖 刘(1982—),男,四川资阳人,工程师,工学硕士,研究方向:飞机设计。

表1 故障件材料化学成分表

分析元素	Cu	Mg	Si	Fe	Zn	Zr
故障件分析结果 (%)	2.10	2.26	0.023	0.066	5.92	0.08
AMS4050D 标准 (%)	2.0~2.6	1.9~2.6	≤0.12	≤0.15	5.7~6.7	0.08~0.15

表2 故障件力学性能试验结果

检测项目	$\sigma_s$ (MPa)	$\sigma_{0.2}$ (MPa)	$\delta_5$ (%)
故障件试样试验结果	505	430	12
AMS4050D 标准	≥485	≥415	≥7

将断口置于 KYKY2800B 型扫描电镜观察,结果表明:断口表面较干净,无氧化、腐蚀等特征,源区表面无机械加工损伤及冶金夹杂等缺陷,裂纹源区为穿晶方式开裂,扩展区微观形貌与源区基本相同,也为穿晶韧断方式扩展,并且局部呈韧窝形貌,如图3、图4所示。

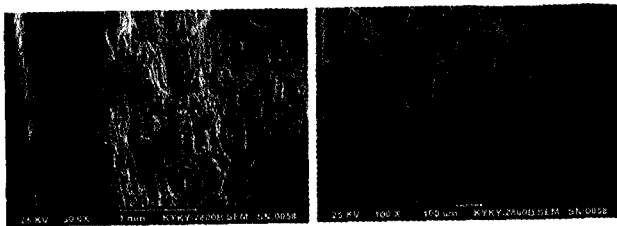


图3 断口裂纹源区形貌 图4 断口裂纹源区微观形貌

## 2 试验结果分析

从试验时的情况及断裂后的情况可知,主梁与前梁段的铆钉与螺栓已完全切断,铆钉由于变形在上缘条的孔上形成月牙形的孔隙,因此可判断该段零件上的铆钉和螺栓在试验存在较大的剪应力,而零件断裂后由于应力的释放,导致断口产生了较大的错位。而对断口的宏观形貌观察可知,断口为银灰色,表面较粗糙,裂纹源位于上缘条一侧,源区无宏观塑性变形特征,裂纹产生后呈撕裂状沿腹板向下缘条扩展,在扩展区可见到明显的“人”字型扩展特征和剪切唇,从“人”字型裂纹扩展的方向可知,裂

源位于上缘条。另经过扫描电镜观察,裂纹源区外表面无机械加工缺陷,裂纹源区与扩展区形貌基本一致,为穿晶韧断形貌,局部有韧窝特征。根据试验和检测结果,可以确定故障件材料符合标准要求。

## 3 受力分析

根据试验工况,试验时施加的载荷方向为 X 轴正向和 Y 轴正向,载荷施加点为主起落架机轮最下端。主起落架安装结构和受力如图5所示。

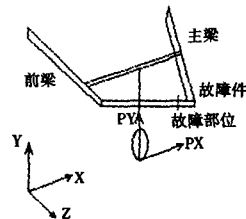


图5 主起落架安装结构和受力示意图

根据图5,由载荷PX产生的力矩 $M_z$ 在故障件上产生了较大的弯矩,使故障件上缘条受拉,下缘条受压,与断口的宏观形貌相对应。

## 4 故障原因分析

综合故障件试验结果和受力分析,可以判断零件为瞬时应力过大导致的拉伸断裂。

## 5 结束语

经过对故障件进行化学成分分析,力学性能检测及金相高倍组织检查可知,各项性能指标均符合AMS4050D标准要求,尺寸测量也符合设计要求,因此可以判断断裂与该零件的原材料无关,而和该零件上缘条在试验时承受的较大拉应力有关。

## Fracture Analysis of a Certain Type of Airplane Airfoil

XIAO Liu

(Aeronautical Military Representatives Office of Navy in Anshun, Anshun Guizhou 561018, China)

**Abstract:** The airplane aerofoil had been fractured in the statics-test, for the purpose of finding the reason of malfunction, after the macro-observation, mechanical property testing, high-powered tissue analysis and scanning electron micro-scopy of the fracture of the airfoil, the results show that: the material of the airfoil meets the requirements of AMS4050D and the tissue of the material is normal. the fracture is a one-time tensile fracture, the fracture of the airfoil is caused by excessive stress as it is on the tensile test.

**Key words:** airfoil; tensile fracture; great stress