

# 某型飞机外翼5—8肋损伤原因分析及修复探讨

杨嘉勤<sup>1</sup>, 许光群<sup>1</sup>, 姜野<sup>2</sup>, 符彬<sup>1</sup>

(1. 国营芜湖机械厂, 安徽 芜湖 241000; 2. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110000)

**摘要:** **目的** 分析某型飞机外翼5—8肋油箱区结构不同程度损伤的原因, 制定修复方案。**方法** 采用受载分析、有限元仿真计算、静力试验数据分析等强度计算方法分析损伤产生的原因, 采用扫描电子显微镜和光学显微镜对磨痕形貌进行观测等失效分析, 对损伤结构件开展失效模式分析, 根据损伤原因及失效模式制定科学简便的修复方案, 同时对损伤长桁采取的修补措施进行强度校核。**结果** 通过对外翼油箱充压破坏理论分析、有限元仿真计算、静力试验数据反推, 并结合飞机实际损伤情况, 得出油箱破坏理论分析危险薄弱部位与真实破坏情况一致的结论。有限元仿真计算最危险结构部位与实际结构首先发生破坏部位吻合, 可作为深入制定修复方案及推测实际加载压力的依据。通过静力试验数据反推、结构实际损伤及有限元仿真计算结论得出, 外翼5—8肋结构出现损伤时油箱施加压力约0.5 MPa, 针对损伤制定了更换外翼油箱内部第5—8肋损伤结构和贴补加强损伤长桁的修理方案, 经结构强度校核, 满足设计要求。**结论** 分析认为外翼5—8肋油箱区结构损伤原因为油箱压力超过设计值导致结构过载断裂, 采用贴补加强修理损伤长桁和更换第5—8肋损伤结构的修复方案能够满足强度设计要求, 可指导同类飞机类似结构损伤故障的原因分析和修理, 提醒同类飞机维修人员在飞机维护时应关注外翼油箱压力超压问题。

**关键词:** 外翼; 肋; 损伤; 修复; 分析; 强度

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2018.12.015

**中图分类号:** TJ07 **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2018)12-0078-09

## Cause Analysis and Repair Discussion on Structure Damage of the Fifth to Eighth Rib Structure of an Aircraft Wing

YANG Jia-qin<sup>1</sup>, XU Guang-qun<sup>1</sup>, JIANG Ye<sup>2</sup>, FU Bin<sup>1</sup>

(1. Wuhu State-owned Factory of Machining, Wuhu 241000, China; 2. ShenYang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110000, China)

**ABSTRACT: Objective** To analyze the cause of structure damage of fifth to eighth rib structure of an aircraft wing and to make a repair plan. **Methods** The causes of the damage were analyzed by means of load analysis, finite element simulation, static test data analysis, etc. The failure morphology of grinding crack was analyzed with SEM and optical microscope. The failure mode of the damaged structure was analyzed. Scientific and simple repair procedures were formulated based on damage cause and failure mode. The repair measures used for the damaged long truss were verified by strength. **Results** According to theoretical analysis, finite element simulation calculation, backstepping results of static test data and actual damage situation of aircraft, the conclusion was that the dangerous parts of the tank failure theory were in accordance with the actual damage situation. And the most dangerous structural parts of the finite element simulation were the first to be in line with the actual structure. It can be taken as the basis for formulating in-depth repair procedures and predicting the actual loading pressure. According to the backstepping results of the static test data, the conclusion of the damage check and the finite element simulation, the pressure of the

收稿日期: 2018-07-29; 修订日期: 2018-08-29

作者简介: 杨嘉勤(1984—), 男, 安徽人, 工程师, 主要研究方向为机体结构修理。

tank was about 0.5 MPa when the fifth to eighth rib structure was damaged. The repair plan for replacing the damage fifth to eighth rib structure inside the fuel tank of wing was formulated. It was verified by the structure strength and the design requirement was met. **Conclusion** The cause of the damage of fifth to eighth ribs of an outer wing is that the fuel tank pressure is more than the design value. The repair of the damaged truss and the replacement of the damaged fifth to eighth rib structure meet the design requirement on strength. It could guide cause analysis and repair of structure damage of similar aircrafts. It reminds us that serviceman of aircraft should pay attention to the overload issue on fuel tank of the outer ring.

**KEY WORDS:** outer wing; rib; damage; repair; analysis; strength

某型飞机外翼采用梁式盒段结构，翼盒区的主承力构件包括上、下壁板，第 1、2、3 纵墙，第 1—20 肋。上、下壁板主要承受外翼总体弯矩产生的展向面内拉压载荷和总体扭矩产生的弦向面内剪切载荷，同时还要承受气动载荷和局部油压（机翼油箱区）引起的面外载荷。第 1、2、3 纵墙主要用于传递气动载荷产生的剪力，并协同壁板传递部分总体弯矩。翼肋主要起弦向维型以及传递扭矩的作用，并传递局部气动力、调和墙剪力及壁板剪流，主要内力类型为剪力和弯矩。维护过程中打开右外翼油箱口盖取出泡沫后，发现一架飞机外翼第 1—2 纵墙间第 5—8 肋下缘条区域存在不同程度损伤。

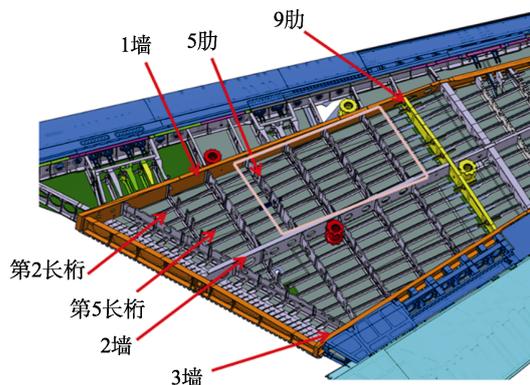
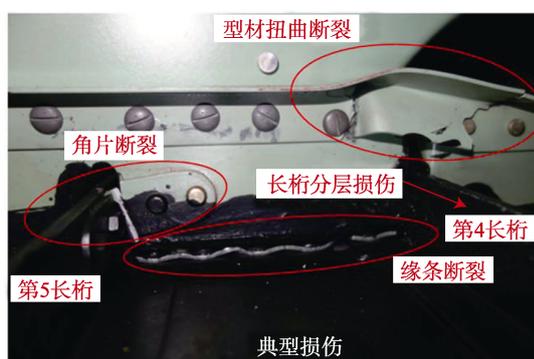


图 1 机翼油箱损伤部位结构

## 1 损伤情况

第 1—2 纵墙间 6、7、8 肋与壁板连接的下半肋局部损坏，直角角材、与下壁板长桁连接角材损坏。下壁板第 5—8 肋间的第 3—6 长桁立边、卧边均有不同程度的分层。第 6—8 肋间第 1 纵墙与下壁板连接填角处密封剂有裂口。第 5 肋上第 2—8 长桁间填角处密封剂和第 4 肋上第 4—5 长桁间填角处密封剂有裂纹。第 2—3 纵墙间第 8 肋第 12—13 长桁处填角处密封剂有裂纹。第 7 肋上第 9—13 长桁密封剂填角有长约 2 mm，宽约 0.1 mm 的裂纹。损伤部位结构简图及典型损伤如图 1 所示。



## 2 强度计算分析

### 2.1 理论分析

某型飞机外翼油箱气密性检查规定充压值为 0.04 MPa，在燃油箱静力试验情况中极限充压值为 0.135 MPa，试验时飞机状态与气密性检查状态基本一致。经对损伤飞机破坏形式进行详细理论分析，结合对外翼油箱区上、下壁板与第 1—9 肋连接结构形式对比，认为破坏原因是由于充压过大，导致上下壁板对肋腹板产生较大  $y$  向拉力。对于上壁板结构， $y$  向拉力通过筋条与腹板连接螺栓直接传递，而下壁板结构通过 L 型材与肋腹板连接， $y$  向拉力在 L 型材倒角根部产生附加弯矩，从而导致了 6、7、8 肋处下缘条连接型材破坏，如图 2 所示。

### 2.2 有限元仿真计算

在有限元仿真计算时，在油箱区施加 0.8 MPa（暂定压力值）均布压力，进行计算分析，油箱区有限元模型如图 3 所示。

考虑有限元仿真计算模型为板、杆单元，无法真实模拟外翼钣金肋结构，尤其是下半肋断裂位置关键细节结构。因此，在施加油箱压力进行仿真计算分析后，提取了有限元计算结果中肋腹板节点载荷，并依据真实结构尺寸对各肋下缘条最危险截面进行细节理论计算。有限元仿真计算各肋载荷见表 1。

各肋危险切面处应力为：

$$\sigma = \frac{P \times H}{L \times \delta \times K}$$

式中： $K$  为塑性修正系数。

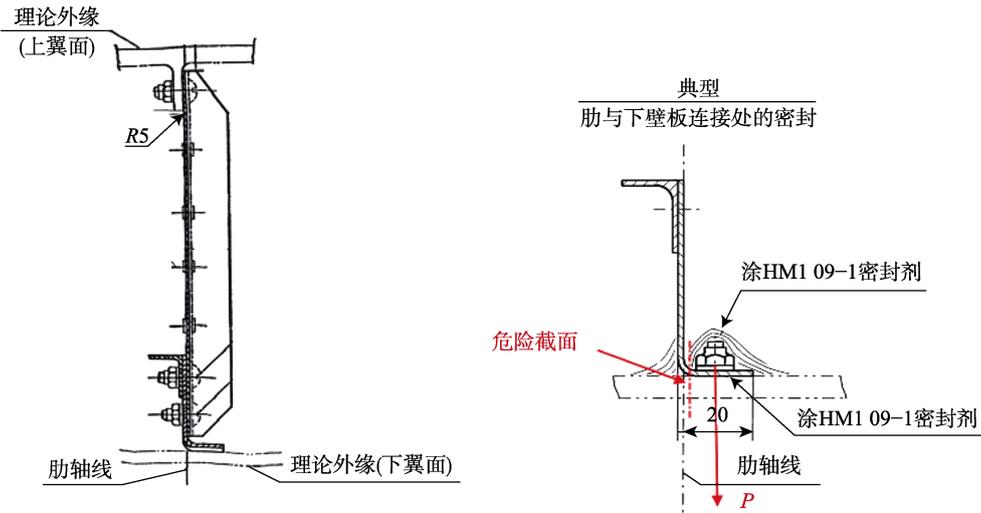


图2 外翼油箱钣金肋与上、下壁板连接示意

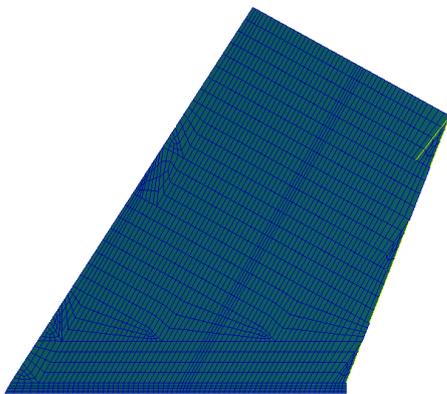


图3 外翼油箱有限元细化仿真

经上述计算分析，外翼油箱区第4肋、第6—8肋下半肋危险截面应力水平基本相当，第5肋应力水平相对较小，其他肋应力较低。在0.8 MPa油箱压力下，仿真分析计算损伤部位与实际结构损伤部位对比如图4所示。

经分析外翼油箱仿真计算各肋下半肋危险截面应力水平，并将仿真计算损伤部位与实际损伤部位进行对比，可得出以下结论：

1) 仿真计算结果与飞机实际损伤情况及损伤位置均一致，因此仿真计算损伤部位结论可作为飞机进一步检查及维修的依据。

2) 结合飞机实际损伤情况，通过将仿真数据最危险下半肋应力反推，判断实际操作中外翼油箱充压应在0.5 MPa左右。

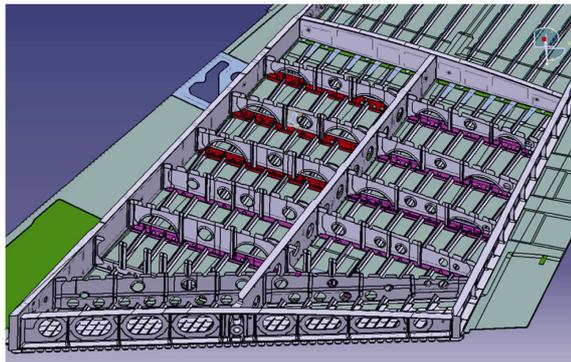
油箱区各肋下半肋根部危险截面应力计算结果见表2。

表1 有限元仿真计算各肋载荷

部位	载荷 $P/N$		肋长 $L/mm$		附加距离 $H/mm$	卧边厚度 $\delta/mm$
	1—2 墙间	2—3 墙间	1—2 墙间	2—3 墙间		
第4肋	241 031	86 155.2	900	423	5	1.6
第5肋	236 072	229 150.4	872	906	4.7	1.9
第6肋	220 196	233 589.6	851	856	5	1.6
第7肋	216 022	212 941.6	827	806	5	1.6
第8肋	214 002	205 089.6	803	757	5	1.6

表2 邮箱区各肋危险截面应力计算结果

部位下半肋	危险截面应力/MPa		$\sigma_0/MPa$	$\sigma_{0.2}/MPa$	材料	备注
	1—2 墙间	2—3 墙间				
第4肋	864	760	410	275	5A90	钣金肋、单排钉
第5肋	613	563	390	295	2B06	钣金肋、单排钉
第6肋	765	721	410	275	5A90	钣金肋、单排钉
第7肋	787	802	410	275	5A90	钣金肋、单排钉
第8肋	810	859	410	275	5A90	钣金肋、单排钉



— 表示实际破损部位  
— + — 表示有限元计算结构破坏部位

图 4 外翼油箱仿真计算破坏部位 (0.8 MPa) 与实际破坏部位对比

## 2.3 静力试验数据分析

外翼燃油箱静力试验加载至 0.135 MPa, 通过对静力试验数据进行线性反推, 给出 1 了包括外翼第 1 纵墙、3 纵墙、9 肋腹板在 0.8 MPa 压力下的应变数据, 并与有限元腹板计算同部位进行了对比。

对于油箱内其他肋腹板部位, 静力试验未进行应变测量。主要由于内部肋腹板双侧受压, 腹板主要承受拉应力, 经有限元分析, 拉应力均在 200 MPa 以下。对于第 1 纵墙、3 纵墙、1 肋、9 肋腹板为内侧腹板受压, 将产生侧向变形, 因此腹板应力较高。

通过对试验数据反推及与有限元结果对比, 可得出以下结论:

1) 在油箱压力均为 0.8 MPa 下, 对于同部位腹板应力水平, 有限元仿真计算数据与静力试验反推结果接近。

2) 通过对静力试验机外翼燃油箱静力试验数据反推, 如油箱压力在 0.8 MPa 下, 外翼第 1 纵墙 (第 4—5 肋间及第 8—9 肋间) 腹板、第 9 肋局部腹板应变数据超出材料屈服极限。如油箱压力在 0.45 MPa 下, 外翼第 1 纵墙、3 纵墙、1 肋、9 肋腹板应力水平均低于材料极限, 不会产生变形及损伤。

3) 通过有限元仿真分析初步确定油箱充压压力在 0.5 MPa 左右。

## 2.4 计算结论

通过对外翼油箱充压破坏理论分析、有限元仿真计算、静力数据反推并结合飞机检查结果, 得出如下结论:

1) 油箱破坏理论分析危险薄弱部位与真实破坏情况一致, 破坏原因分析准确。

2) 有限元仿真计算最危险结构部位与实际结构首先发生破坏部位吻合, 计算方法正确, 可作为深入检查、修理及推测实际加载压力的依据。

3) 通过静力试验数据反推并结合检查结果、有

限元仿真计算, 可推断飞机施加油箱压力值在 0.5 MPa 左右。建议同类型飞机的维修人员关注油箱压力超压问题, 采取有效措施防止超压问题再次发生。

4) 基于以上分析结论, 可对外翼油箱内部第 5—8 肋进行更换, 对已出现损伤长桁进行加强修理。

## 3 失效分析

为深入分析外翼 5—8 肋区下缘条区域损伤断裂性质和断裂原因, 分别对缘条 (5A90-T3S)、角材 (5A90-T3S)、角片 (2B06-O) 和铆钉 (HB6298) 进行外观检查、断口宏观观察及金属组织分析。

### 3.1 宏观观察

两件角材均发生明显变形, 两端均存在断裂现象, 其中直角一端存在一处铆钉孔, 将其标记为 A 端, 另一端记为 B 端。角片和缘条也均存在变形, 外观形貌如图 5 所示。

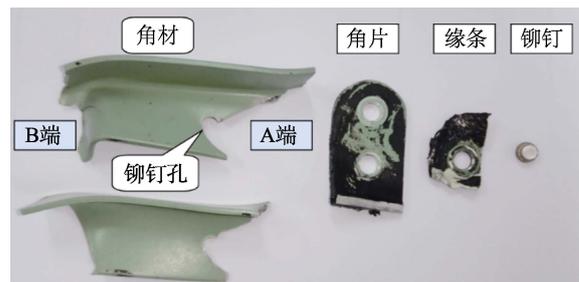


图 5 损伤结构部局部零件外观形貌

角片断口宏观形貌如图 6a 所示, 断面较粗糙, 可见纵向条纹特征。铆钉断口如图 6b 所示, 断面平直, 局部可见摩擦特征。缘条存在相互垂直的两处断口, 记为 1#断面和 2#断面, 两断面均基本呈 45° 斜面, 断面存在明显磨损特征, 如图 6c 所示。

角材右侧端断口存在 3 个断面, 分别记为 1#—3# 断面, 如图 6d 所示。其中 1# 断面可见明显的扩展棱线特征, 扩展棱线收敛区位于角材的转角附近, 并可见弧线特征; 2# 断面可见明显的扩展棱线特征, 扩展棱线收敛方向位于铆钉孔边缘, 源区已被损伤; 3# 断面呈明显的挤压变形特征。经对比可知, 1# 断面和 2# 断面的扩展方向一致, 分析认为, 角材右侧端断口由铆钉孔处起裂并扩展。角材左侧端断口存在 2 个断面, 分别记为 4# 和 5# 断面, 4# 断面可见弧线特征, 位于角材转角附近。根据弧线方向可知, 4# 断面由 5# 断面扩展形成。5# 断面高差较大, 且存在严重磨损, 断面及附近结构变形严重, 断面侧面涂层存在严重变形和开裂现象。

### 3.2 微观观察

将零件断口超声清洗后置于扫描电镜下观察。角

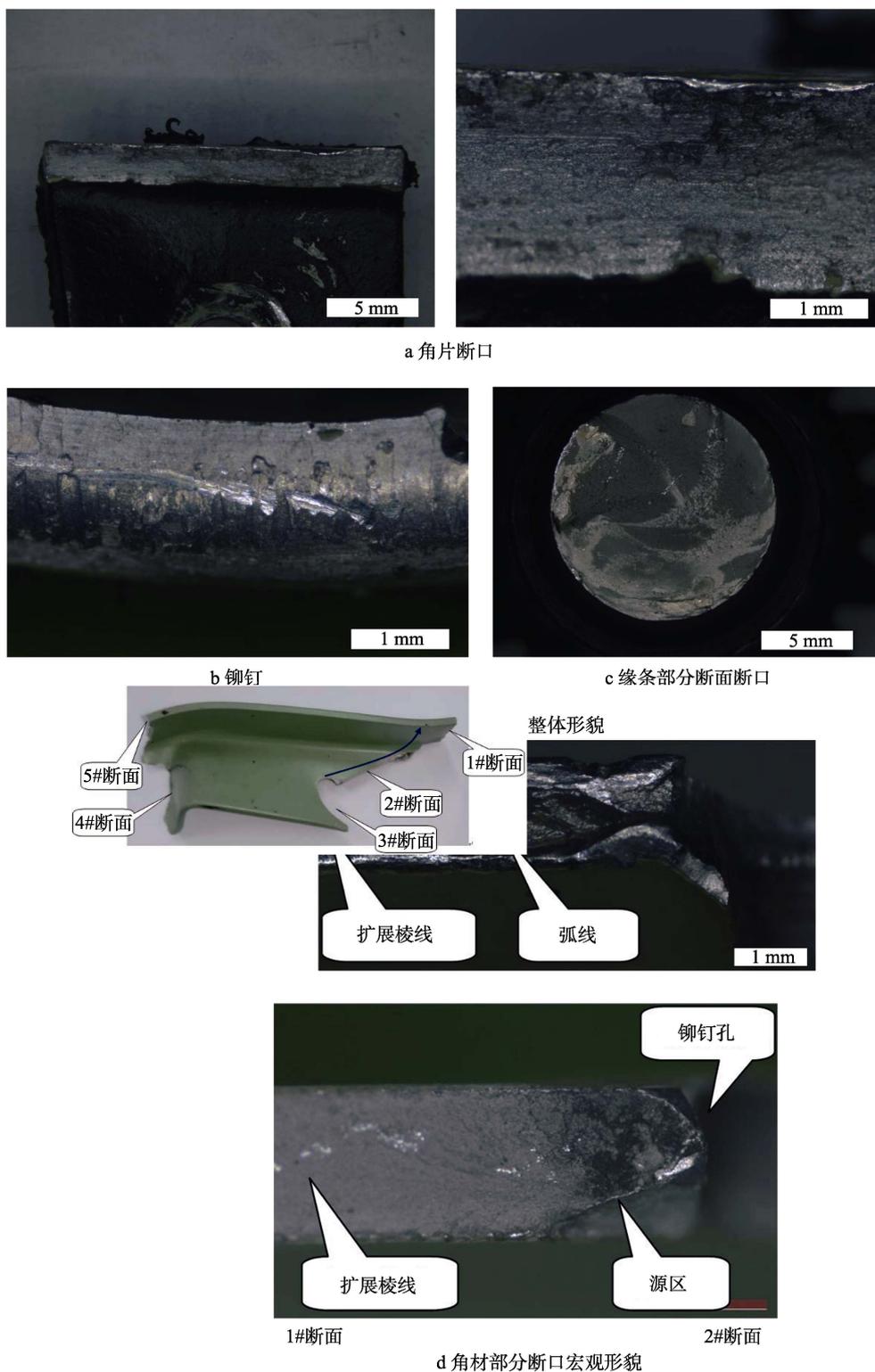


图6 断口宏观形貌

片断口微观形貌如图7所示，断口各处形貌均一致，均为等轴韧窝形貌。缘条两个断口均为剪切韧窝形貌，铆钉断口整体平直，断面微观均为剪切韧窝。角材右侧端断口1#、2#断面和角材左侧端断口4#和5#断面源区及弧线区微观均为韧窝，3#断面磨损严重。

### 3.3 金相组织

在角片上平行断口截取金相试样，可见晶粒明显拉长，第二相分布相对较分散，无明显异常。在缘条上平行1#断面截取金相试样，在基体上弥散分布着大量的第二相，未见明显异常。在铆钉上平行断口截取

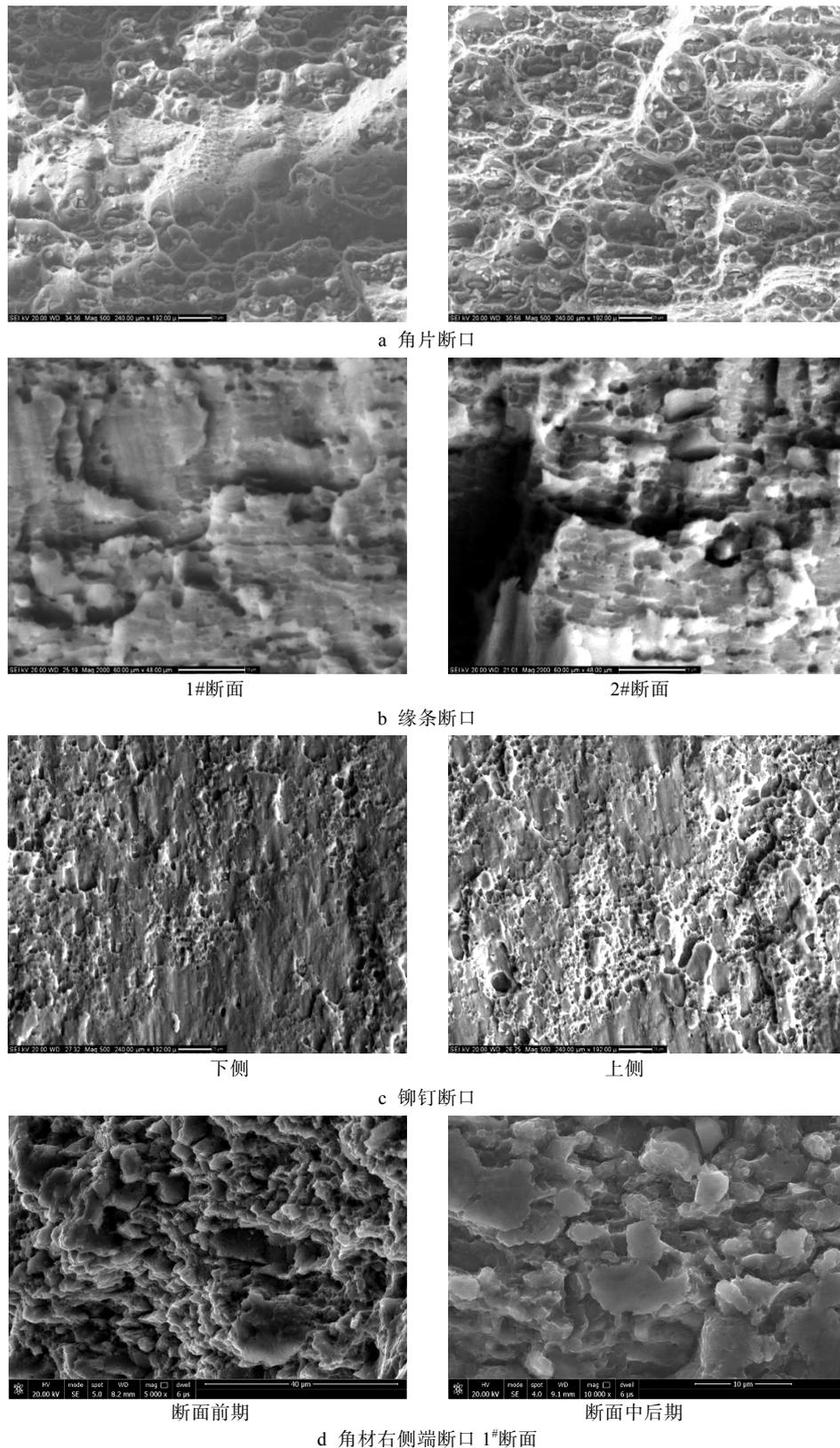


图 7 微观形貌

金相试样，边缘晶粒内部存在轻微变形特征，心部呈等轴状，无明显变形特征。在角材断面垂直源区截取金相试样，心部经历较细小，边缘约 50~100 μm 的区域晶粒较粗大，无其他明显异常。

### 3.4 化学成分分析

采用能谱分析，技术要求参考 GB/T 3190—2008，测试结果见表 3—6，缘条、角材、角片和铆钉的主

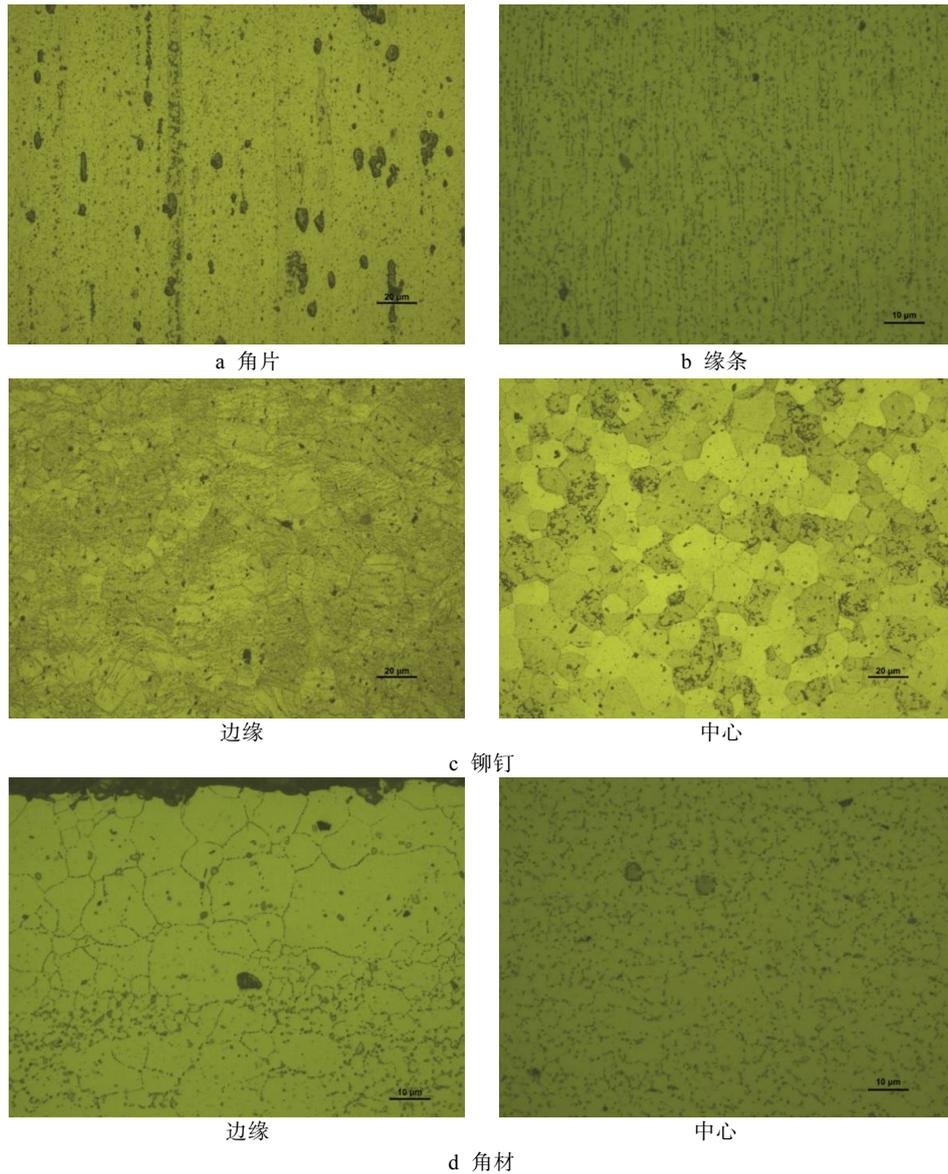


图8 金相组织

表3 角片能谱分析 %

元素	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Ti
标准	0.20	0.30	3.8~4.3	0.40~0.9	1.7~2.3	0.1	0.10
能谱分析	0.45	—	4.27	0.39	2.07	—	—
	0.44	—	3.79	0.48	2.13	—	—

表4 缘条能谱分析 %

元素	Si	Fe	Cu	Mg	Ti	Zr
标准	0.15	0.20	0.05	4.5~6.0	0.10	0.08~0.15
能谱分析	—	—	—	5.96	—	—
	—	—	—	5.93	—	—

表5 铆钉能谱分析 %

元素	Si	Fe	Cu	Mg	Mn	Ti	Zr
标准	0.25	0.20	3.9~5.4	0.15~0.30	0.30~0.50	0.15	—
能谱分析	0.75	—	4.27	—	—	—	—
	0.80	—	4.06	—	0.49	—	—

表6 角材能谱分析 %

元素	Si	Fe	Cu	Mg	Ti	Zr
标准	0.15	0.20	0.05	4.5~6.0	0.10	0.08~0.15
能谱分析	0.38	—	—	5.77	—	—
	0.25	—	—	5.98	—	—

要合金元素均基本满足标准要求。

### 3.5 分析与讨论

通过断口宏微观分析,可得出以下结论。

1) 角片断口微观形貌均为等轴韧窝形貌,说明角片断裂性质为过载断裂。

2) 缘条两个断口均为剪切韧窝形貌,说明缘条断裂性质为剪切断裂。

3) 铆钉断口整体平直,断面微观均为剪切韧窝,说明铆钉断裂性质为剪切断裂。

4) 角材右侧端断口均由铆钉孔处起裂扩展, 在转角结构处存在宏观可见的弧线, 断口源区、扩展区以及弧线区微观形貌均为韧窝形貌, 结合断口变形均较严重, 说明角材右侧端断口断裂性质为过载断裂。

5) 角材左端断口宏观存在明显变形, 包括宏观可见弧线区在内的断面微观形貌均为韧窝形貌, 说明角材左端断口断裂性质也为过载断裂; 角材可见明显起裂源区, 源区无明显断裂特征, 结合能谱分析结果, 分析认为源区可能为氧化物夹杂或折叠缺陷。

6) 角材断口均存在弧线, 说明角材断裂不是一次完成, 是由多次阶段过载造成。

7) 经材质检查可知, 角片、缘条、铆钉和角材组织均无明显异常, 材料化学成分无明显异常。

综上所述, 角片断裂性质为过载断裂; 缘条断裂性质为剪切过载断裂; 铆钉断裂性质为剪切过载断裂; 角材断裂性质为多阶段过载断裂; 角片、缘条、铆钉和角材的材质无明显异常。

## 4 修复探讨

### 4.1 修复方案

根据外翼实际状态, 拆除并更换第 5—8 肋缘条、型材、角材、角撑及第 5 肋第 5 长桁的支柱, 对油箱内部已出现损伤长桁进行了加强修理, 加强修理长桁包括下壁板第 5 肋处的 3—6 长桁、第 6 肋处的第 5 长桁、第 7 肋处的第 5 长桁及第 8 肋处的第 6 长桁。长桁修补方案为: 在长桁立边两侧分别放置一个“L”型加强件和一个垫片, 通过一排  $\phi 5$  mm 的螺栓使二者与长桁立边相连, 并通过一排  $\phi 4$  mm 的螺栓将“L”型加强件与长桁卧边相连, 如图 9 所示。

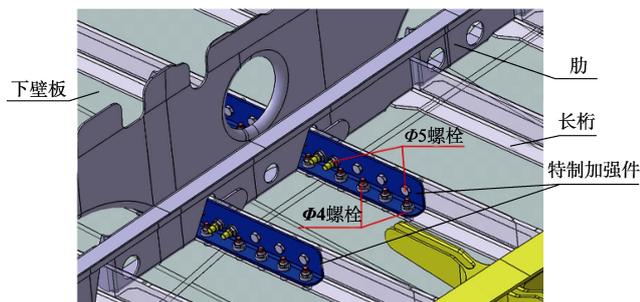


图 9 长桁修复

### 4.2 修复方案强度计算

为确认修补方案的合理性及安全性, 对损伤长桁的修复方案进行了强度校核。由于各部位损伤长桁加强修理方案基本一致, 且各长桁的拉向承载能力接近, 因此仅选取第 5 肋第 3—6 长桁处的修复方案进行了强度校核。

“L”型加强件尺寸如图 10a 所示, 材料为 TA15 M,

$\sigma_b=(1030\pm 100)$  MPa。垫片尺寸为  $216\text{ mm}\times 29\text{ mm}\times 0.8\text{ mm}$ , 材料为  $\delta 0.8$  TA15 M,  $\sigma_b=(1030\pm 100)$  MPa。长桁的尺寸如图 10b 所示, 其截面积为  $169.1\text{ mm}^2$ 。

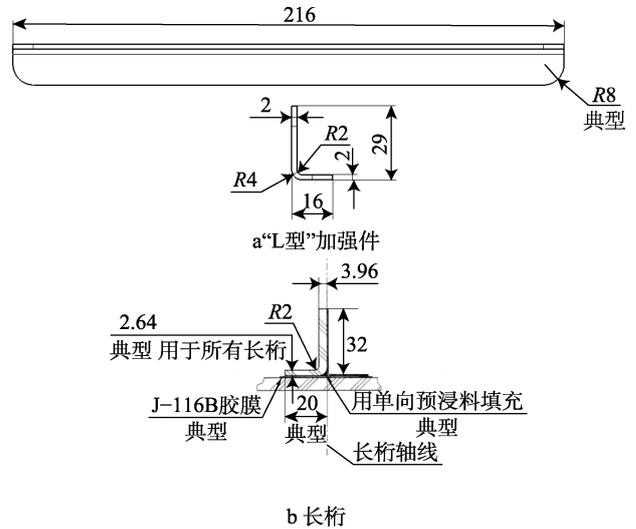


图 10 “L 型”加强件及长桁尺寸

1) 长桁的拉伸载荷。长桁的铺层及铺层角度如图 11 所示, 由此可得长桁立边的拉伸弹性模量为  $73\ 294.4\text{ MPa}$ , 长桁卧边的拉伸弹性模量为  $63\ 400\text{ MPa}$ , 长桁立边拉伸应力  $\sigma_1=384.8\text{ MPa}$ , 长桁卧边拉伸应力  $\sigma_2=332.85\text{ MPa}$ , 长桁拉伸承载能力  $P=62\ 856.59\text{ N}$ 。

2) 螺栓剪切。长桁加强件共由 3 个  $\phi 5\text{ mm}$  (HB8015) 和 4 个  $\phi 4\text{ mm}$  (HB6565) 的钛合金螺栓共同传载。螺栓剪切许用载荷为  $63\ 700\text{ N}$ , 螺栓剪切剩余强度  $\eta=1.01$ 。

3) 加强件挤压, 按加强件连接螺栓截面积进行载荷分配。加强件承受载荷  $P_1=51\ 428.12\text{ N}$ , 加强件由 3 个  $\phi 5\text{ mm}$  和 4 个  $\phi 4\text{ mm}$  的钛合金螺栓固定, 挤压许用载荷  $P_{ji}=74\ 958\text{ N}$ , 挤压剩余系数  $\eta=1.46$ 。

### 4.3 加强后强度计算结论

因对外翼油箱区第 5—8 肋钣金肋下半肋及连接型材进行了更换, 并对已损伤长桁进行了加强修理, 补强长桁部位结构强度满足静强度要求。结果表明, 修复方案合理能够强度设计要求。

## 5 结论

1) 通过对外翼油箱损伤形式的分析对比, 以及对设计、试验、使用、制造情况复查, 认为外翼第 5—8 肋结构区域损伤是由油箱压力超过设计值导致。

2) 通过对断裂损伤的角片、缘条、角材和铆钉的外观检查、断口宏微观观察及金属组织分析, 认为裂纹断裂性质为过载断裂。

3) 针对损伤长桁的修复方案, 经强度校核, 符合要求。因各部位损伤长桁加强修理方案基本一致,

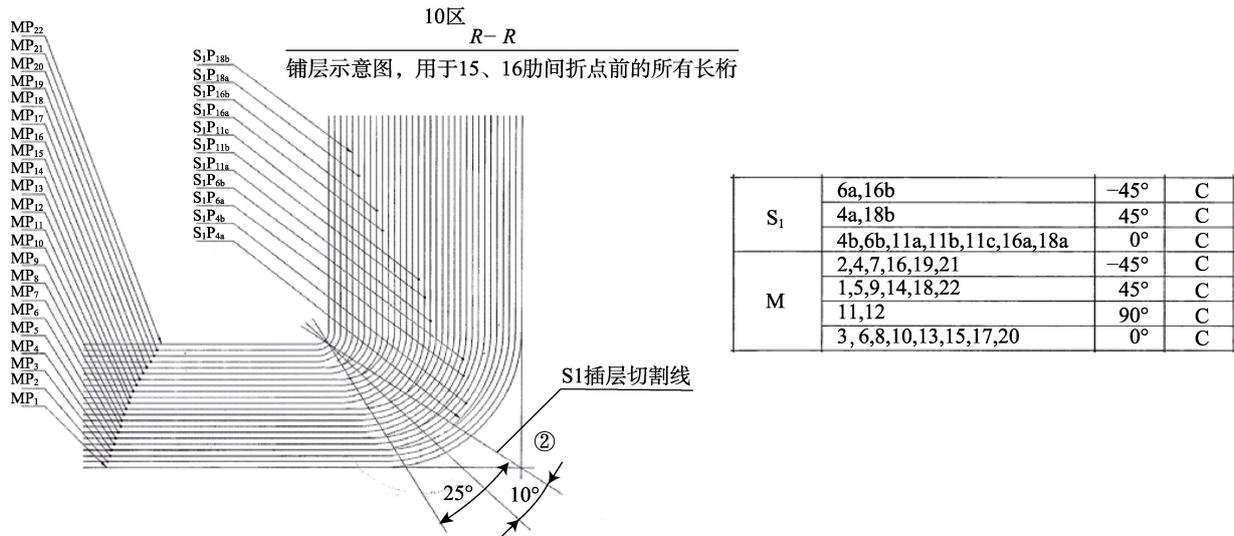


图 11 长桁铺层及角度示意图

且各长桁的拉向承载能力接近，选取第 5 肋第 3—6 长桁处的修复方案通过了强度校核。

4) 通过对损伤区部分零件进行改进和加强修理，实践表明，修理方案合理，加强修复后经使用验证长桁满足强度设计要求。

5) 文中开展的结构损伤原因分析及修复措施，可指导同类飞机类似结构损伤故障的原因分析和修理，提醒同类飞机维修人员在飞机维护时应关注外翼油箱压力超压问题。

参考文献：

[1] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

[2] 张鑫, 阎楚良. 基于神经网络的结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

[3] 尚德广. 疲劳强度理论[M]. 北京: 科学出版社, 2017.

[4] 吴学仁, 黄新跃. 航空材料与结构腐蚀疲劳研究的现状与发展[C]// 飞机结构腐蚀疲劳学术研讨会论文集. 北京: 中国航空学会, 1995.

[5] 穆志韬. 军用飞机结构腐蚀损伤规律研究及使用寿命研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2001.

[6] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.

[7] 杨玉恭, 薛景川, 焦坤芳, 等. 飞机结构腐蚀疲劳分析中 DFR 法[J]. 机械强度, 2004, 26[s1]: 52-54.

[8] 高镇同, 熊峻江. 疲劳可靠性[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.

[9] 美国金属学会. 金属手册断口金相与图谱(上册)[M]. 北京: 科学出版社, 2007.

[10] 刘新灵. 疲劳断口的定量分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.

[11] HULL D. 断口形貌学[M]. 李晓刚, 董超芳, 译. 北京: 科学出版社, 2009.