

# 随机载荷作用下机翼副油箱挂架的疲劳寿命分析及优化

赵玉龙<sup>1</sup>, 赵翔<sup>2</sup>, 王峰会<sup>2</sup>, 张妮娜<sup>1</sup>, 张凯<sup>2</sup>

(1. 中航飞机西安飞机分公司, 西安 710089;

2. 西北工业大学工程力学系, 西安 710129)

**[摘要]** 对机翼 13 肋过渡梁及副油箱挂架进行了总体有限元分析, 得到了后接头吊挂区为疲劳危险区域。在细节应力分析时, 建立了轴承连接, 得到了吊挂轴承开孔区的细节应力分布。以此静力结果为基础, 编制随机疲劳载荷谱, 使用 FE-safe 疲劳分析程序得到轴承开孔区的裂纹形成寿命, 该寿命不满足飞机 6000 次起落的寿命目标。通过对后接头的耳片加宽至 52mm, 或者加厚至 12mm 时, 可满足飞机的寿命目标。

**关键词:** 疲劳危险点; 疲劳寿命; 细节应力; 副油箱挂架

## Fatigue Analysis and Detail Optimization for Wing Pylons of Auxiliary Fuel Tanks Under Random Loading

ZHAO Yulong<sup>1</sup>, ZHAO Xiang<sup>2</sup>, WANG Fenghui<sup>2</sup>, ZHANG Nina<sup>1</sup>, ZHANG Kai<sup>2</sup>

(1. AVIC Xi'an Aircraft Industry (Group) Company LTD., Xi'an 710089, China;

2. Department of Engineering Mechanics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

**[ABSTRACT]** Complete finite element analysis (FEA) is conducted on pylon of auxiliary fuel tank (PAFT) under the thirteenth wing ribs, and we select suspension region as the critical dangerous point though the result. The bearing connection is considered in local FEA to get the stress distribution. According to the stress results, random load spectrums are made, and the fatigue life computation of bearing connection region is completed using FE-safe. The results show that the fatigue life does not meet the requirement of 6000 cycles unless the width or thickness of the back joint's lug is changed to 52mm or 12mm.

**Keywords:** Fatigue dangerous point; Fatigue life; Local stress; Pylon of auxiliary fuel tank

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2016.07.066

疲劳是导致飞机结构和构件失效的最主要原因, 疲劳破坏占全部破坏的 50%~90%<sup>[1]</sup>。国内外由于疲劳所造成的航空事故数目众多<sup>[2]</sup>, 因此在飞行器设计和制造过程中必须重视可能存在的疲劳断裂问题。

一般来说, 在进行飞机设计时就应考虑到因疲劳可能造成的影响, 设计人员在设计时往往给出较高的安全裕度。由于结构的传力路径复杂导致旁路载荷的影响, 在较高裕度的设计下仍然有疲劳事故发生<sup>[3-5]</sup>。因此, 在设计完成后对飞机结构进行疲劳校核成为非常重要的工作。如果通过试验的方法对结构的疲劳性能进行测试, 则需要耗费大量的人力物力和时间, 并且随着型号研制任务的日益繁重, 通过试验来探索结构的最优抗疲劳形式是不现实的。有限元分析作为一种数值计算手段, 以其高精度、高可靠性、低成本等优点, 在目前

研发性试验中应用广泛。如高东宇等<sup>[6]</sup>使用有限元方法对飞机机翼疲劳断裂过程进行分析, 得到了机翼的疲劳最先发生在机翼的根部; 么森<sup>[7]</sup>使用有限元方法对某飞机的前起后接头连接区进行疲劳寿命分析, 发现应力集中系数的确定, 以及结合实际问题来选择疲劳累计损伤估算方法对疲劳寿命的估算具有很大影响。

某支线飞机长航时机翼与副油箱吊挂以其他飞机为基础进行改型设计, 在保持飞机气动外形基本不变的情况下, 通过增装中央翼燃油箱、增挂副油箱的方式, 增加飞机的燃油携带量, 提高飞机的续航时间。机翼 13 肋处下部增加副油箱后, 局部受载变化大, 需对吊挂结构和机翼连接区域结构重新设计。为保证该飞机过渡梁及连接区结构的外场使用安全, 需对改进部位以及关键部位进行疲劳分析, 评定结构的疲劳特性, 为结构细

节设计改进和外场修理方案的确定提供依据。本文采用有限元软件 Abaqus 对结构的整体和细节应力进行分析,结合工程经验,使用 Fe-safe 疲劳分析软件对吊挂结构进行了疲劳寿命预估,并根据疲劳寿命计算结果对结构提出了改进意见。

## 1 机翼与副油箱吊挂连接区结构的整体有限元建模

为了进行结构疲劳分析,需要建立机翼 13 肋过渡梁及连接区总体有限元分析模型,从而获得局部结构细节应力分析边界条件,为疲劳分析提供输入数据。根据结构的几何形状、材料特性、传力路线、模型简化和边界条件等因素,参照结构 3D-Catia 模型,利用 Abaqus 建立三维有限元分析模型并进行应力计算。如图 1 所示,本文在建立整体模型时,吊挂按照实际受力情况定义了真实的接触对,并做了以下简化<sup>[8]</sup>:

- (1) 将机翼除主梁外简化为壳和杆单元;
- (2) 简化了前后主吊点连接部位为连接单元;
- (3) 其他铆钉均用连接单元。

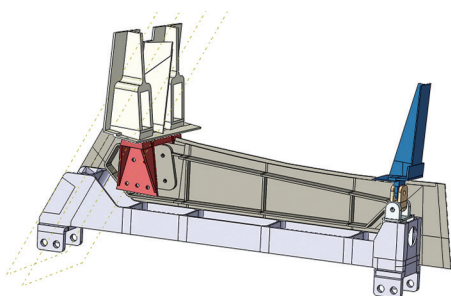


图1 副油箱挂架整体有限元模型  
Fig.1 Finite element model of PAFT

在总体有限元模型的 12 肋处施加固定约束,载荷通过等效处理施加在副油箱重心处的模型节点(10263, 541, 9675)上,6 个方向  $X, Y, Z, R_x, R_y, R_z$  分别施加单位载荷:1000N, -1000N, 1000N, 100000N, 100000N, 100000N。通过计算可以得到在各方向单位载荷作用下的应力分布,通过组合便可以得到实际工况的受力情况。

该结构的受力工况共有 116 种,根据整体应力分析结果,在所有部件中,后接头连接区的应力较大,进行远程起飞滑行时应力可达 200MPa 以上,其他部位的受力均较小。后接头的材料为 2024-T351,根据材料的  $S-N$  曲线<sup>[9]</sup>,该部位很可能发生疲劳破坏,本文主要针对后接头连接区进行细节疲劳分析。

## 2 后接头连接区的细节应力计算

在整体计算时对吊挂连接区建立了三维有限元模

型,用连接单元代替了轴承连接,轴承孔的受力在整体模型计算时没有考虑。在对后接头连接区进行细节应力分析时,需要建立真实轴承连接关系,计算在轴承作用下的应力分布。轴承材料为 30CrMnSiA,直径为 20mm。

在后接头与转轴之间建立实体轴承连接,并对后接头进行网格细化,得到 135904 个 6 面体单元,如图 2 所示。通过计算得到后接头在  $Y$  方向单位载荷(-1000N)作用下的最大主应力,如图 3 所示,连接孔两侧受拉伸应力,且有最大主应力最大为 12.4MPa。在 116 种工况中,由于后接头转轴的存在,传递到后接头上的只有  $Y$  方向的载荷。在所有工况中,当进行远程飞行的起飞滑跑时, $Y$  方向出现最大载荷 19.25kN,这将引起后接头出现 238.7MPa 的最大拉伸应力,如果这一载荷水平出现频繁,则挂架很可能最早在此处发生疲劳破坏。

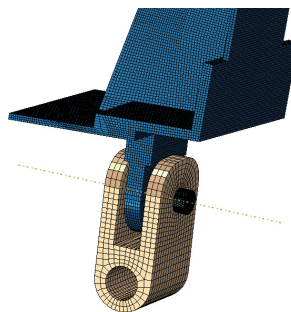


图2 后接头连接区的细节有限元模型  
Fig.2 Detail FEM model of back wing joint

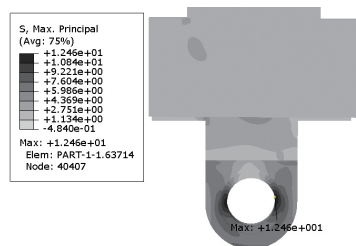


图3  $Y$  方向单位载荷后接头的最大主应力  
Fig.3 Maximum principal stress of back wing joint under unit load at  $Y$  direction

## 3 后接头连接区的疲劳寿命估算

### 3.1 疲劳载荷谱

根据该长航时飞机的设计服役寿命 30000 飞行小时和 25 个日历年,得到其设计服役寿命为 5720 次起落,为了便于分析和计算,保守地取为 6000 次飞行起落。该飞机的疲劳载荷谱按飞-续-飞随机载荷谱编制,按 600 次起落为 1 个加载程序块。根据飞机的飞行任务剖面,分为 3 个典型任务类型:训练飞行、中程飞行和远程飞行,其中训练飞行占 20%,中程飞行占 60%,远程飞行占 20%。因此,在 600 次起落中,训练飞行和远程飞行各为 120 次起落,中程飞行 360 次起落。

在 600 次飞行中,进行了两个层次上的随机编制。一是对载荷谱编制时中程飞行和远程飞行确定的 5 类典型飞行的各个任务段载荷顺序进行随机编排;二是以 11 类飞行(中程飞行为 5 类、远程飞行为 5 类及训练飞行 1 类)出现的概率进行随机编排。载荷顺序随机编排是按各任务段的各级载荷出现的次数,随机交替选取峰、谷值。另外,垂直与侧向突风谱配套随机,协调施加。

垂直方向的峰谷值载荷由以下公式计算:

$$\text{载荷峰值} = 1g \text{ 载荷} + \text{每 } g \text{ 载荷} \times \Delta g \times \text{动力响应系数}, \quad (1)$$

$$\text{载荷谷值} = 1g \text{ 载荷} - \text{每 } g \text{ 载荷} \times \Delta g \times \text{动力响应系数}, \quad (2)$$

其他方向的峰谷值载荷或应力由以下公式计算:

$$\text{载荷峰值} = 1g \text{ 载荷} + \text{每 } g \text{ 载荷} \times \text{过载}, \quad (3)$$

$$\text{载荷谷值} = 1g \text{ 载荷} - \text{每 } g \text{ 载荷} \times \text{过载}. \quad (4)$$

地空地载荷为:找出每类飞行下各个工况对部件产生的影响大小,也就是部件在工况下的应力的最大、最小值,然后把对应的工况作为地空地载荷的波峰波谷,这样与所有工况再一起加到疲劳计算的循环中。实际上,按公式(1)~(4)进行组合,得到的工况为 116 种,上述载荷谱实际上是对这 116 种工况进行随机循环。

### 3.2 疲劳寿命预估

应力集中系数对疲劳结果影响非常大,在进行疲劳分析前,首先要确定结构在该细节处的应力集中系数  $K_t$ 。有限元结果虽然可以读出最大应力,但平均应力的选取不同会得到不同的应力集中系数。对于这种搭接结构,本文通过查找应力集中系数手册<sup>[10]</sup>得到  $K_t$  为 2.4。

应用疲劳分析软件 FE-safe,对后接头的疲劳寿命进行估算,轴承开孔区寿命分布如图 4 所示,轴承开孔应力集中区疲劳寿命最短。经过计算,疲劳寿命为 16.068 块,每块谱代表 600 起落,即 9636 次起落,考虑疲劳寿命分散系数 4,该处的裂纹形成寿命为 2410 次起落。除过轴承开孔区,过渡区的寿命为 63400 次,如图 5 所示。

因此,后接头连接区轴承开孔处不能满足该飞机 6000 次起落的寿命目标,需要对此处进行改进。

### 3.3 计算结果检验

当进行远程飞行起飞滑跑时的载荷为(0, -19257.61N, 0, -1296.9N, 0, 320910.7N)时,副油箱重心处 Y 方向最大载荷为 19257N,根据传力分析,后接头将承担 73% 的 Y 方向载荷。后接头开孔处有效面积为  $135\text{mm}^2$ ,因此其平均应力为 104MPa,由于开孔处应力集中系数为 2.4,所以在耳片开孔的最大应力为 249MPa。根据材料的 S-N 曲线,可以查出其对应的寿命约为 1000 次左右,远不能满足寿命要求。

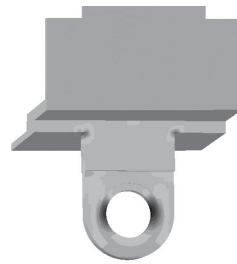


图4 轴承开孔区疲劳寿命

Fig.4 Fatigue life of the hole region of bearing

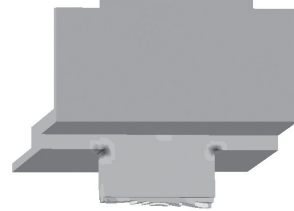


图5 过渡区的疲劳寿命

Fig.5 Fatigue life of transition zone

## 4 后接头过渡区进行改进以满足疲劳寿命

通过以上分析得出,在尽量不影响其他结构的情况下,需要对后接头结构进行修改,通过对后接头的耳片加宽或者加厚来减小结构的应力。耳片的原始宽度为 38mm,改变为 52mm,改变后名义应力由 105MPa 变为 55.7MPa。耳片的原始厚度为 8.2mm,改变为 12mm,改变后名义应力由 105MPa 变为 66.3MPa。

改变宽度后,轴承开孔区疲劳寿命为 213 块,考虑疲劳寿命分散系数 4 后的裂纹形成寿命为 31950 次起落;改变厚度后,轴承开孔区疲劳寿命为 262 块,考虑疲劳寿命分散系数 4 后的裂纹形成寿命为 39363 次起落。

因此,经过对耳片的加宽和加厚疲劳寿命分析可以看出,当耳孔处的宽度改变为 52mm,或者厚度改变为 12mm 时,疲劳寿命可满足要求,寿命分别为 31950 次起落和 39363 次起落。

## 5 结束语

本文通过对机翼 13 肋过渡梁及连接区总体有限元分析得到后接头连接区为疲劳危险区域。在细节应力分析时,建立了真实的轴承连接关系,当进行远程飞行起飞滑跑时,后接头出现 238.7MPa 的最大拉伸应力,很可能挂架最早在此处发生疲劳破坏。将飞机疲劳载荷谱按飞-续-飞随机载荷谱编制,按 600 次起落为 1 个加载程序块。后接头轴承开孔区的应力集中系数为 2.4,使用 FE-safe 得到该处的裂纹形成寿命为 2410 次起落,不能满足该飞机 6000 次起落的寿命目标,需要对此处进行改进。通过对后接头的耳片加宽和加厚减小了名

(下转第 72 页)