

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2019.01.013

机身与起落架连接接头疲劳强度 分析方法研究

The Fatigue Strength Analysis of the Joint Connecting Fuselage and Landing Gear Structure

李宝珠 何 彧 / LI Baozhu HE Yu

(航空工业西飞民机工程技术中心,西安 710089)

(R&D Center of Xi'an Civil Aircraft Company, Xi'an 710089, China)

摘 要:

为了对机身与起落架连接接头进行疲劳强度分析,在建立其细节有限元模型时,采用在接头筋条边缘和开口边缘引入“虚元”,进行多工况细节应力分析的方法,提取“虚元”应力,进行组谱分析及雨流计数处理,进而确定接头不同部位地-空-地最大应力及其对应的载荷状态,给出一种接头危险载荷状态以及危险部位应力谱的确定方法;在此基础上,使用 DFR 法进行疲劳分析;采用 Nasgro 方程对疲劳最薄弱部位进行损伤容限分析,给出检查间隔。文中针对主接头结构形成的一套分析流程可以推广到其他复杂接头疲劳强度评估中。

关键词:接头;疲劳;损伤容限;Nasgro

中图分类号: TG405

文献标识码: A

OSID:



[Abstract] In order to carry out the fatigue and damage tolerance analysis of the joint connecting fuselage and landing gear structure, a kind of rod element with very small stiffness is laid on the edge of stiffener and cut-outs when the detail finite element model of main joint is built. By using this method, the stress distribution of many different load cases can be obtained. Next spectrum of the special rod elements are edited and rain-flow counting is carried out. The load case which the maximum stress is related to is obtained, a method of obtaining fatigue weak case and fatigue weak sites is proposed. On this basis, DFR method is used to carry out the fatigue analysis, and Nasgro equation is adopted to carry out the damage tolerance analysis. The process can provide the theoretical instruction for fatigue strength assessment of other complex joint structure.

[Keywords] joint; fatigue; damage tolerance; Nasgro

0 引言

起落架与机身连接接头为疲劳关键结构,其产生的疲劳裂纹会给飞机的使用安全造成十分严重的影响。因此,在设计过程中,需要对其进行疲劳强度评估^[1]。

在起落架与机身连接接头中,主接头结构型式及受载情况最为复杂,其耳片结构载荷可以直接取自总体有限元模型分析结果,疲劳评估方法较为成

熟^[2-5]。而对于主接头其他区域,其载荷分布较为复杂,用飞-续-飞疲劳载荷谱进行疲劳评估时,不同部位地-空-地最大应力大小方向、地-空-地最大应力对应的载荷状态、应力比及地-空-地损伤比不同(即应力谱不同),如何较为准确地确定危险部位及其应力谱是进行疲劳强度分析的关键和难点,目前与之相关的文献资料较少。

由于在全机总体有限元模型中一般无主接头细节特征,因此无法基于总体有限元模型分析结果进

行有效的疲劳强度评估。本文建立主接头细节有限元模型,给出一种主接头危险载荷状态以及危险部位应力谱确定方法,在此基础上进行疲劳和损伤容限分析。

1 结构简介

某型飞机起落架与机身连接主接头结构型式如图 1 所示,其通过耳片与起落架、前撑杆及后撑杆连接,底座通过螺栓与机身结构连接,主接头材料为 7050-T74511。

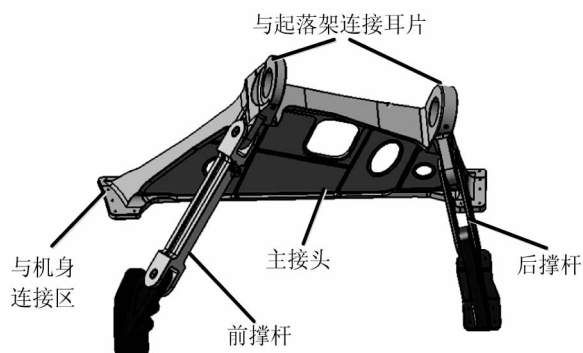


图 1 某型飞机起落架与机身连接主接头结构示意图

2 分析方法及流程

2.1 危险部位及其应力谱确定方法

1) 危险载荷状态的确定

考虑到:(1)在不同工况下,单元最大主应力方向不一致,理论上不能进行组谱分析;(2)在外载作用下,主接头应力最大值出现在筋条边缘或开口边缘;(3)杆单元仅受轴力,每种工况下,单元应力方向一致,便于组谱分析。基于以上考虑,在主接头细节模型筋条边缘和开口边缘设置杆单元(为确保其不参与载荷传递,刚度取无限小,为便于后续描述,将这类杆单元定义为“虚元”),后续通过提取“虚元”应力,进行组谱分析,来获取危险载荷状态。

危险载荷状态具体确定过程:首先,将主接头细节模型嵌入总体有限元模型,进行多工况应力分析,提取“虚元”所有工况下应力,进行应力谱生成及雨流处理,获得“虚元”地-空-地最大应力。比较获得“虚元”中较大的地-空-地最大应力,其对应的载荷状态即为危险载荷状态,将其作为后续分析的参考工况。

2) 危险部位的确定

在参考工况下,对主接头细节模型进行应力分析,通过应力调查,确定危险部位。

3) 危险部位应力谱的确定

引入假设:危险部位的应力谱谱型与邻近“虚元”应力谱谱型一致,即损伤比 λ 和应力比 R 一致。在此假设下,通过提取“虚元”应力谱可快速获取危险部位的地-空-地损伤比 λ 、应力比 R ,在此基础上进行疲劳强度分析。

2.2 裂纹扩展寿命分析方法

裂纹扩展寿命分析时,采用 Nasgro 裂纹扩展控制方程^[6]:

$$\frac{da}{dN} = G \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{K_{max}}{K_C} \right)^q} \quad (1)$$

$$K = \beta \sigma \sqrt{\pi a} \quad (2)$$

式中: N 为循环次数; a 为裂纹长度; f 为修正系数; R 为应力比; ΔK 为应力强度因子变程; ΔK_{th} 为裂纹扩展门槛值; K_C 为断裂韧性; β 为几何系数; σ 为远场工作应力; G, n, p, q 为材料常数。

2.3 疲劳分析流程

疲劳分析流程,如图 2 所示。

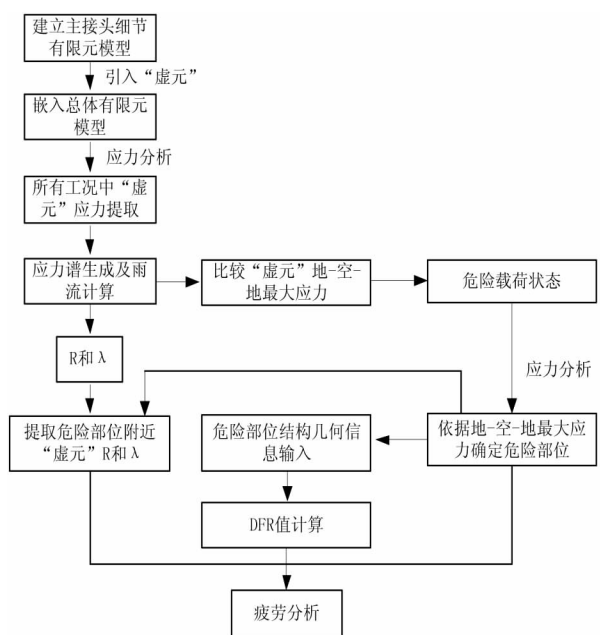


图 2 疲劳分析流程

2.4 损伤容限分析流程

损伤容限分析流程,如图 3 所示。

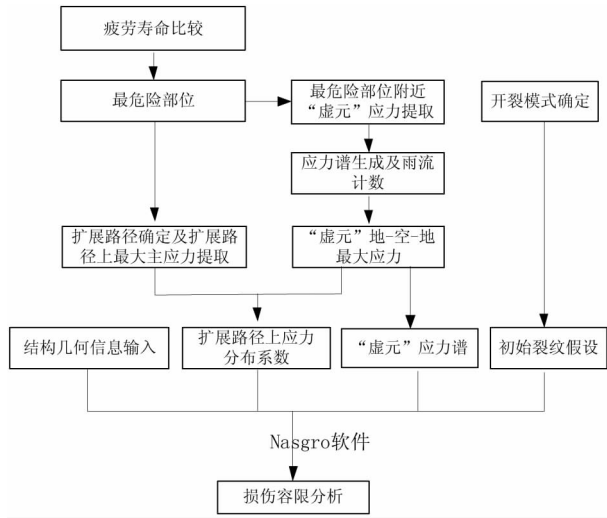


图 3 损伤容限分析流程

3 疲劳和损伤容限分析

疲劳分析确定疲劳最薄弱部位,损伤容限分析给出结构检查间隔。

3.1 疲劳分析

1) 细节模型建立及应力分析

建立主接头结构细节模型,将其嵌入全机总体有限元模型(见图4,其中“虚元”分布见图5),进行细节应力分析,离散选取30个代表区域“虚元”(见图5中黑点),提取所有工况应力,进行组谱及雨流计数处理,获得地-空-地最大应力及其对应载荷状

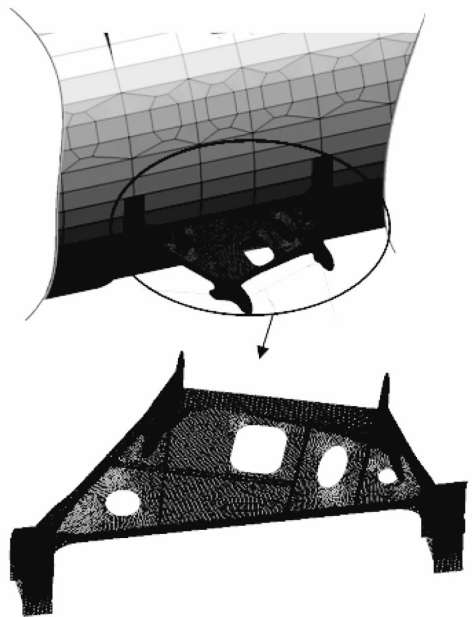


图 4 细化后总体有限元模型示意图

态。比较飞机起飞及着陆相关载荷状态下“虚元”地-空-地最大应力,结果显示:“虚元”地-空-地最大应力较高值,均对应“起飞滑跑”载荷状态(该载荷状态下,发动机拉力较大,起落架所受航向载荷较大)。因此选取“起飞滑跑”为参考工况,对主接头进行分析,主接头最大主应力分布云图如图6所示。

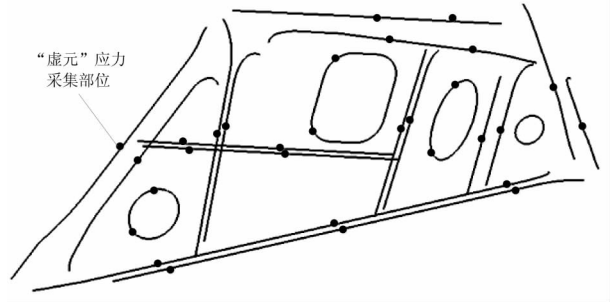


图 5 主接头上虚元分布示意图

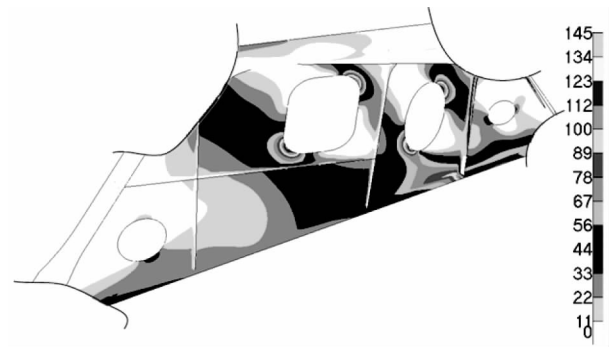


图 6 最大主应力云图

2) 危险部位及其应力谱的确定

根据应力分析结果,主接头疲劳细节点为:开口处(见图7中1、3),筋条R区(见图7中2和4)。采用2.1节方法进行分析,获取疲劳细节点地-空-地最大应力、应力比及损伤比,见表1。

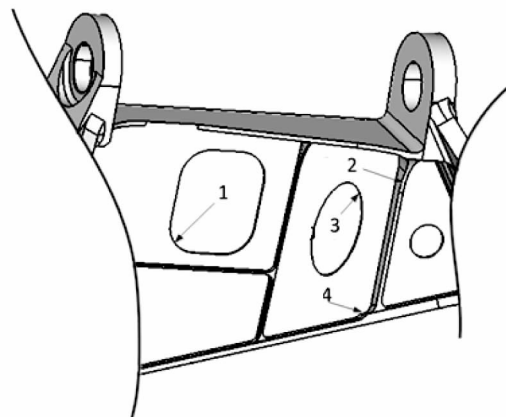


图 7 疲劳细节点示意图

表 1 疲劳细节点应力谱

疲劳细节点编号	地-空-地最大应力/MPa	应力比	损伤比
1	145	-0.02	0.41
2	134	-0.18	0.60
3	120	-0.10	0.50
4	128	-0.03	0.80

3) 疲劳分析结果

采用缺口结构 DFR 分析方法^[7]进行疲劳分析,结果见表 2。可以得出,编号为 1 的疲劳细节点寿命最短,为主接头结构疲劳最薄弱点。

表 2 疲劳可靠性寿命(99% 可靠度,95% 置信度)

疲劳细节点编号	疲劳可靠性寿命/次起落
1	7.3×10^4
2	9.8×10^4
3	1.5×10^5
4	2.2×10^5

3.2 损伤容限分析

1) 分析部位及裂纹扩展路径确定

对疲劳最薄弱点进行损伤容限分析,假定裂纹在开口角部应力最大的位置起裂,沿与最大主应力方向垂直的方向扩展,裂纹扩展路径如图 8 所示。假设初始裂纹为穿透裂纹,裂纹尺寸 $c = 6.4 \text{ mm}$ 。

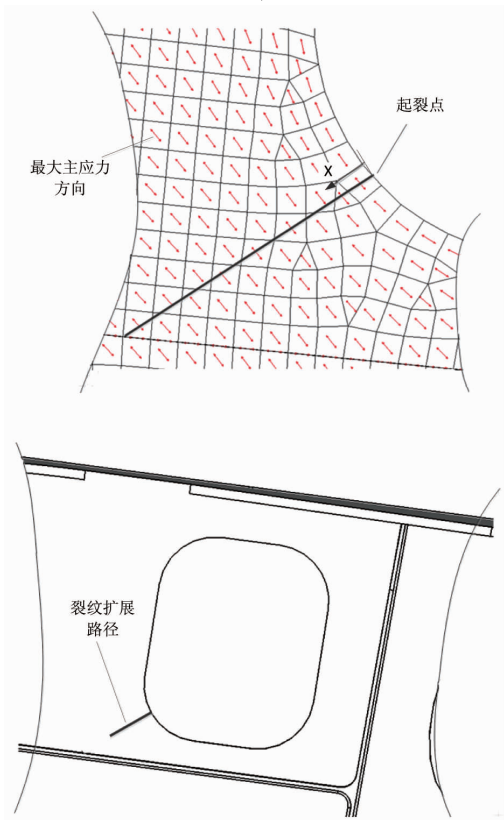


图 8 裂纹扩展路径

2) 应力谱确定

采用 2.1 中介绍的应力谱确定方法,假设裂纹扩展路径上的应力谱谱型与起裂部位邻近“虚元”应力谱谱型一致。

开口角部应力分布系数如图 9 所示,横坐标中 X 为扩展路径上任一点与起裂点的距离(见图 8), W 为有限宽度取 300 mm;纵坐标中, σ/σ_0 为参考工况下裂纹扩展路径上最大主应力值与起裂部位“虚元”应力比值。

结合邻近“虚元”应力谱及开口角部应力分布系数(见图 9),确定整个裂纹扩展路径上应力谱。

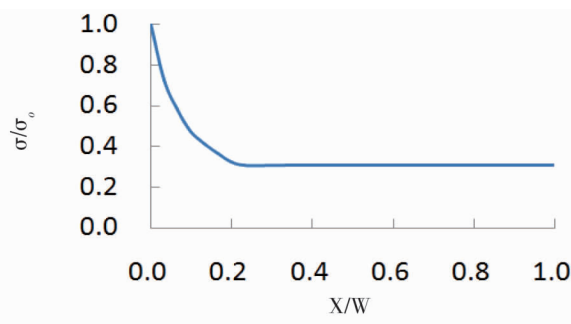


图 9 开口角部区域应力分布

3) 剩余强度分析

从全机有限元模型应力分析结果中,提取限制载荷下分析区域“虚元”应力,确定剩余强度载荷,分析可得:临界裂纹尺寸 $c = 72 \text{ mm}$ 。

4) 损伤容限分析结果

将以上相关信息输入 Nasgro 软件,采用 2.2 中 Nasgro 裂纹扩展方程进行裂纹扩展寿命分析,其中 7050-T4511 材料性能参数见表 3。计算获得裂纹扩展曲线如图 10 所示。

表 3 7050-T4511 材料性能参数

G	n	p	q
3.69×10^{-11}	3.8	0.5	0.5

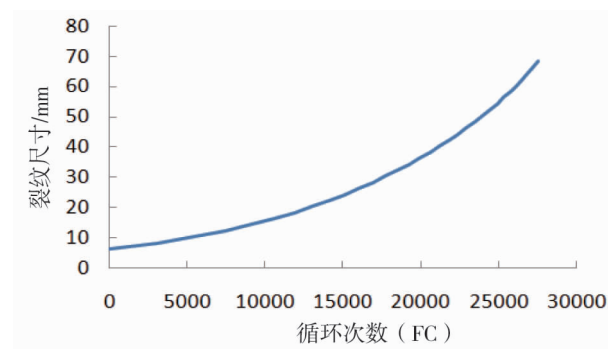


图 10 裂纹扩展寿命曲线

采用涡流无损检测手段,可检裂纹尺寸为6.4 mm,从图10中可得出,从可检裂纹尺寸扩展到临界裂纹尺寸,寿命为27 542次起落。重复检查间隔分散系数取2,可得重复检查间隔为13 771次起落。

4 结论

通过对主接头疲劳强度分析,形成了针对复杂接头结构的疲劳和损伤容限分析方法:

(1)建立主接头细节模型,并在筋条边缘引入“虚元”,将此细节模型嵌入全机总体有限元模型进行细节应力分析,通过提取“虚元”应力,进行组谱分析,进而确定主接头不同区域地-空-地最大应力及其对应的载荷状态,给出一种主接头危险载荷状态的确定方法。

(2)引入合理假设:危险部位的应力谱型与附近“虚元”应力谱型一致,即损伤比和应力比一致。通过提取危险部位附近“虚元”应力谱来快速确定危险部位的应力谱。

(3)在裂纹扩展分析中,考虑了整个裂纹扩展路径上应力分布情况,提高了裂纹扩展寿命分析精度。

参考文献:

[1] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第25部:运输类飞

机适航规章:CCAR-25-R4[S]. 北京:中国民用航空局,2011:56-58.

[2] 李宴宾,董登科,弓云昭. 在斜向载荷作用下耳片疲劳寿命分析的等效载荷法[J]. 机械强度,2017,39(3):719-722.

[3] RIGBY R, ALIABADI M H. Stress intensity factors for cracks at attachment lugs [J]. Engineering Failure Analysis, 1997,4(2):133-146.

[4] 梁尚清,黄其青,殷之平,陈建设. 计算应力强度因子的无网格—直接位移法[J]. 机械强度,2006,28(3):383-386.

[5] MESHII T, WATANABE K. Stress intensity factor evaluation of a circumferential crack in a finite length thin-walled cylinder for arbitrarily distributed stress on crack surface by weight function method [J]. Nuclear Engineering and Design, 2001,206(1):13-20.

[6] Southwest Research Institute. NASGRO Reference Manual [M]. [S.l.]:Southwest Research Institute,2015:7-19.

[7] 《民机结构耐久性与损伤容限设计手册》编委会. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册(上册)疲劳设计与分析[M]. 北京:航空工业出版社,2003:273-275.

作者简介

李宝珠 男,硕士,工程师。主要研究方向:疲劳强度。
E-mail:libaozhu_063@163.com

何 彧 男,硕士,研究员。主要研究方向:疲劳强度。