

# 某型飞机球面框球皮搭接对缝结构优化

苏芳\*

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

**摘要:**民用飞机结构必须在预期的使用寿命内具有高安全性和高可靠性。飞机结构疲劳设计的目标便是通过设计和疲劳强度分析等手段,使结构具有较好的疲劳性能。对结构进行抗疲劳设计,提高结构固有的疲劳特性,是实现疲劳设计目标的主要途径。针对某型飞机球面框球皮搭接对缝结构制定了结构优化设计方案,对原结构及优化方案的连接形式分别进行了有限元建模,求解连接结构中紧固件的载荷分布,并对原结构及优化结构进行了疲劳强度分析。然后使用 NASGRO 软件对原结构及优化结构疲劳危险细节进行了裂纹扩展分析,最后将原结构与优化结构的疲劳及损伤容限分析结果进行了对比,对比结果表明优化设计方案有效地提高了球皮搭接对缝结构的疲劳及损伤容限性能,并减少了结构重量以及维护的成本。

**关键词:**疲劳;损伤容限;球面框;结构优化设计

中图分类号: V222

文献标识码: A



## 0 引言

民用飞机结构必须在预期的使用寿命期内具有高安全性和高可靠性,同时具有良好的经济性。飞机结构疲劳设计的目标便是通过设计和疲劳强度分析等手段,使结构具有较好的疲劳性能,提高结构的耐久性,实现飞机长寿命和具有良好的经济性的研制要求,同时保证结构的高安全性和高可靠性。

对结构进行抗疲劳设计,提高结构固有的疲劳特性,是实现疲劳设计目标的主要途径。疲劳设计是否成功,涉及到许多方面,例如结构设计方案、生产制造过程、强度分析、疲劳试验和载荷应力等等,根据过往的经验,导致飞机结构出现疲劳问题的原因主要有以下几类:

- 1) 存在不好的结构细节设计;
- 2) 结构承受附加应力和次应力;
- 3) 结构部位的工作应力过大,超出限制;
- 4) 其他因素。

以上所列前三条原因,占疲劳问题出现原因的 80% 以上,因此改进结构细节部位的实际应力水平和控制结构部位的应力水平,是进行结构抗疲劳设计的关键<sup>[1-7]</sup>。

本文针对某型号民用飞机球面框球皮搭接对缝实际结构中存在的问题给出了分析,并提供了一种结构优化方案。对比分析的结果表明优化设计方案有效提高了结构疲劳损伤容限性能,并减少了结构重量以及维护成本。

## 1 球面框结构简介

某型号飞机球面框为气密端框,结构简图如图 1 所示。框缘由主、副框组成,其中主框缘条共分为 6 段,主框缘条通过 8 块对接板对接,副框外缘条分为 4 段,副框内缘条分为 2 段。辐条分为 15 根长辐条,14 根短辐条,长短辐条均匀布置在球皮凸面,辐条序号及对应长桁位置示意图如图 2 所示。球皮在 1#、左侧和右侧 5#、9# 和 13# 辐条处搭接,共分成 7 块。球皮铆缝搭接处有两层指形加强板,分别贴

\* 通信作者. E-mail: sufang1@comac.cc

**引用格式:** 苏芳. 某型飞机球面框球皮搭接对缝结构优化[J]. 民用飞机设计与研究, 2022(3):80-85. SU F. Structural optimization for pressure bulkhead of some civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2022(3):80-85 (in Chinese).

在搭接球皮的内侧和外侧。球皮、指形加强板和主辐条共有三排铆钉铆接。

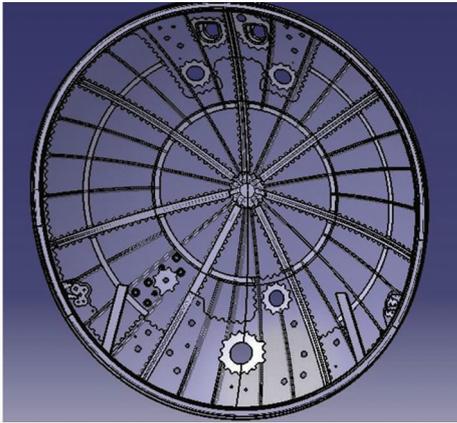


图1 某型飞机球面框结构简图(逆航向视图)

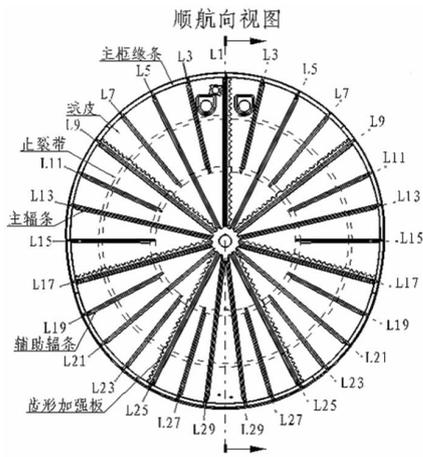


图2 球面框整体图

## 2 搭接结构及优化方案

在原结构中指形加强板被布置在球皮两侧外表面,截面图如图3所示。指形加强板用来降低球皮

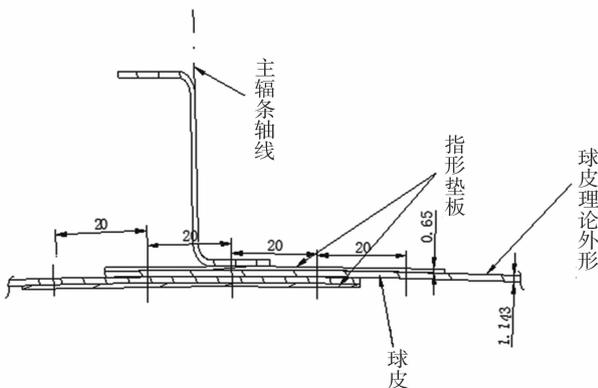


图3 球皮铆缝搭接截面图(单位:mm)

搭接对缝端部紧固件传递的载荷,但由于指形加强板被布置在球皮外侧,球皮搭接处紧固件孔边出现裂纹时只能通过无损检测的方法进行检查,提高了维护维修成本。

针对在球皮外侧布置指形加强板遮挡球皮这一问题,本文提出一种结构优化方案,用一层布置在两层球皮中间的指形加强板代替原结构中球皮两侧的指形加强板,截面图见图4。这种优化方式不会对球皮造成遮挡便于损伤的检查,同时用一层加强板代替原结构中的两层加强板,能够降低结构重量。

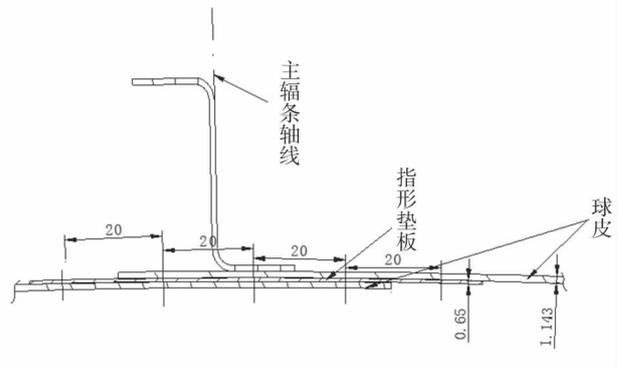


图4 优化结构截面图(单位:mm)

## 3 结构有限元应力分析

由于球皮搭接部位由内外球皮及指形加强板组成,且紧固件排布不规则,结构连接形式较复杂,故建立有限元模型对连接结构进行载荷传递分析<sup>[8]</sup>。原结构分析结果云图如图5和图6所示。

由图5和图6对比可以看出指形加强板所分担的载荷十分微小,并没有起到分担球皮载荷降低球皮应力的作用。原结构紧固件剪力如表1所示。

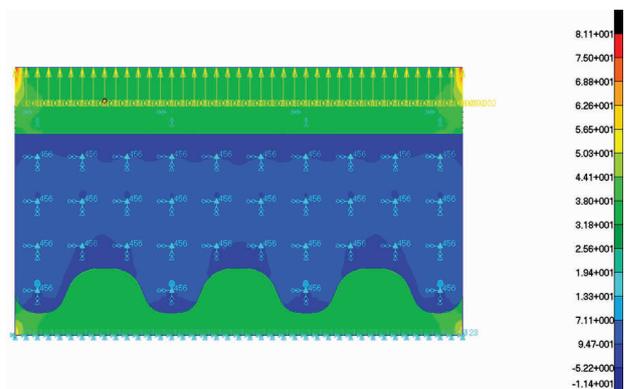


图5 指形加强板载荷方向应力云图

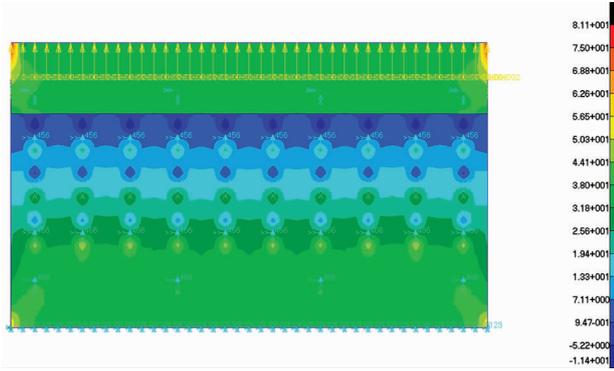


图 6 球皮载荷方向应力云图

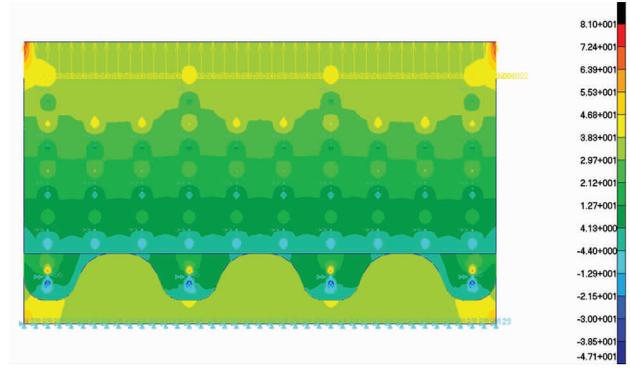


图 7 球皮载荷方向应力云图

表 1 原结构球皮间紧固件剪力

单元号	单元剪力/N	单元号	单元剪力/N
666	293.6	3 645	268.4
688	280.9	3 666	254.7
710	297.3	3 688	267.9
1 214	282.5	4 371	270.4
1 236	267.5	4 391	256.4
1 258	281.8	4 397	269.4
1 825	275.2	5 072	273.6
1 846	260.3	5 087	275.2
2 440	52.6	2 449	56.1
4 868	59.7	5 721	51.8
1 868	273.6	5 093	260.3
2 471	270.4	5 664	281.8
2 493	256.4	5 673	297.3
2 515	269.4	5 728	282.5
3 015	268.4	5 731	267.5
3 037	254.7	6 032	280.9
3 059	267.9	6 043	293.6
634	59.6	644	51.8
4 225	52.6	4 352	56.1

由表 1 中紧固件剪力可以发现,紧固件最大剪力单元位于两块球皮中间,最大剪力为 297.3 N,而单独连接指形板与球皮的紧固件剪力相对其他紧固件剪力小很多,在 50 N ~ 60 N 之间。因此将指形加强板布置于球皮外侧并不能起到分担球皮载荷降低紧固件转载的作用。

应用相同的建模方案、边界条件及外载荷对优化结构进行有限元分析,分析结果云图如图 7 和图 8 所示。

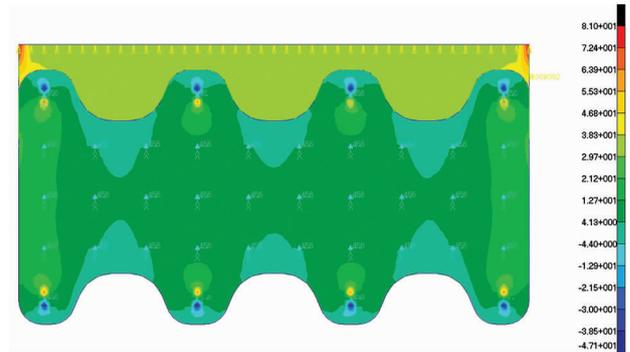


图 8 指形加强板载荷方向应力云图

由图 7 和图 8 对比可以看出指形加强板起到了明显的分担球皮载荷降低球皮应力的作用。优化结构球皮间紧固件剪力如表 2 所示。

表 2 优化结构球皮间紧固件剪力

单元号	单元剪力/N	单元号	单元剪力/N
1	242.8	16	253.8
2	250.4	17	234.6
3	247.7	18	235.2
4	244.0	19	252.6
5	242.7	20	230.6
6	250.7	21	244.0
7	250.3	22	233.8
8	246.9	23	244.9
9	233.0	24	232.4
10	257.4	25	233.7
11	238.1	26	242.9
12	237.6	27	235.1
13	257.6	28	241.9
14	232.2	29	228.8
15	230.5	30	249.7

续表 2

单元号	单元剪力/N	单元号	单元剪力/N
31	232.3	50	234.6
32	232.9	51	235.3
33	249.4	52	252.6
34	229.2	53	230.6
35	228.8	54	233.0
36	249.7	55	257.5
37	232.3	56	238.1
38	232.9	57	237.6
39	249.4	58	257.6
40	229.2	59	232.3
41	243.9	60	242.5
42	233.8	61	250.4
43	244.9	62	247.8
44	232.4	63	244.1
45	233.7	64	242.7
46	242.9	65	250.8
47	235.1	66	250.3
48	230.6	67	246.7
49	253.8	68	241.8

由表 2 中紧固件剪力可以发现,紧固件最大剪力单元位于两块球皮中间,最大剪力为 257.6 N,相比原结构紧固件最大载荷减少了 13.4%,有了明显的降低,且紧固件中的钉载分布也更加均匀。因此将指形加强板布置于两块球皮中间能起到明显的分担球皮载荷降低紧固件传载的作用。

## 4 疲劳损伤容限分析

### 4.1 结构疲劳强度分析

分别对原结构及优化结构进行疲劳强度分析。由有限元分析结果可知在原结构中指形加强板并不能起到分担球皮载荷的作用,因此球皮铆缝搭接处的连接形式为稳定单剪,疲劳危险位置在球皮搭接处第一排铆钉位置。连接铆钉为 5 号钉,钉间距  $S = 20$  mm,普通头铆钉。

由有限元分析结果可知紧固件最大剪切载荷为 297.3 N,取一倍钉间距的宽度作为细节疲劳分析模型,有限元模型中施加在一倍钉间距宽度的外载荷为 820 N。因此单剪连接件的危险端部紧固件载荷与外载之比为:  $R_1/P = 297.3/820 = 0.36$ 。

由铆接接头稳定单剪的载荷传递公式<sup>[1]</sup>可得:

$$\psi = 0.655 - 0.525 \times \lg\left(\frac{R_1}{P} \times \frac{S}{d} \times \frac{t}{d}\right) = 0.8$$

疲劳细节额定值:

$$F_1 = 121 \times 1.0 \times \psi = 121 \times 0.8 = 96.8 \text{ MPa}$$

在优化结构有限元结果中可知紧固件最大剪切载荷出现在同时连接内外球皮与指形加强板的三排紧固件最外一排紧固件处,最大剪切载荷为 257.6 N。取一倍钉间距的宽度作为细节疲劳分析模型,有限元模型中施加在一倍钉间距宽度的外载荷为 820 N。因此单剪连接件的危险端部紧固件载荷与外载之比为:  $R_1/P = 257.6/820 = 0.31$ 。

由铆接接头稳定单剪的载荷传递公式<sup>[1]</sup>可得:

$$\psi = 0.655 - 0.525 \times \lg\left(\frac{R_1}{P} \times \frac{S}{d} \times \frac{t}{d}\right) = 0.84$$

疲劳细节额定值:

$$F_2 = 121 \times 1.0 \times \psi = 121 \times 0.84 = 101.64 \text{ MPa}$$

由以上分析可知优化结构疲劳强度比原结构增加了 5%,因此优化结构疲劳寿命将比原结构增加 20% 以上。

### 4.2 结构损伤容限分析

由于原结构与优化结构疲劳危险部位均位于内外球皮搭接的三排紧固件中最外一排处,因此在进行分析裂纹扩展分析时分析模型尺寸一致。裂纹扩展分析分为两个阶段:第一阶段为钉孔处穿透裂纹,取一倍钉距的宽度作为模型宽度,由铆钉孔处穿透裂纹扩展至边裂纹;第二阶段为有限长度平板中心穿透裂纹,取初始裂纹尺寸为 127 mm,模型宽度取球皮径向长度 1 470 mm<sup>[9]</sup>。

两阶段的裂纹扩展示意图如图 9 和图 10 所示。

使用 NASGRO 软件<sup>[10]</sup>对两个阶段分别进行裂纹扩展分析。由裂纹扩展分析模型可知,两种结构形式只有第一阶段裂纹扩展分析存在钉载的差异,因此仅在第一阶段分别对两种结构形式进行裂纹扩展分析,第二阶段裂纹扩展分析不再分别计算。分

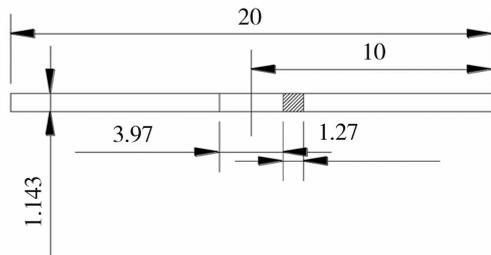
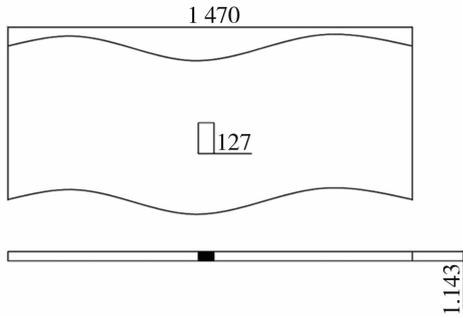


图 9 球皮第一阶段裂纹扩展示意图(单位:mm)



10 球皮第二阶段裂纹扩展示意图(单位:mm)

析结果如图 11 ~ 图 13 所示。

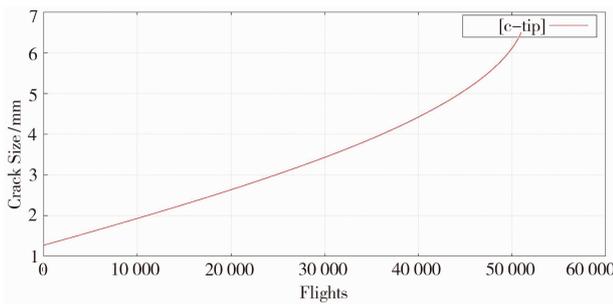


图 11 原结构第一阶段裂纹扩展曲线

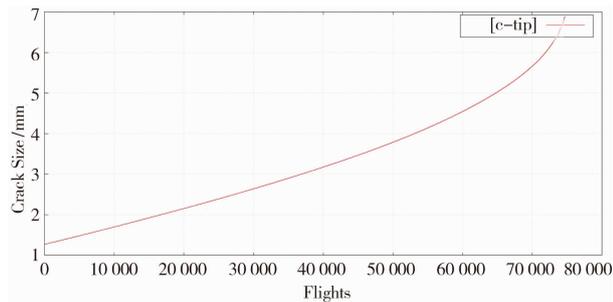


图 12 优化结构第一阶段裂纹扩展曲线

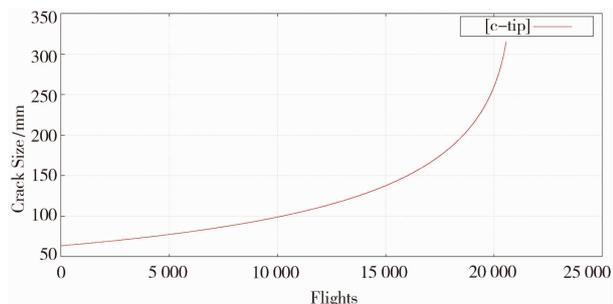


图 13 第二阶段裂纹扩展曲线

综合第一阶段和第二阶段的计算结果得出,原结构球皮裂纹扩展飞行次数为:  $N_{CRIT} = 51\ 551 + 20\ 564 = 72\ 115$ 。

优化结构球皮裂纹扩展飞行次数为:  $N_{CRIT} = 74\ 707 + 20\ 564 = 95\ 271$ 。

原结构球皮裂纹检查门槛值:

$$\Delta_{TH} = \frac{N_{CRIT}}{K_1 \times K_2 \times K_4} = \frac{72\ 115}{2 \times 1 \times 1} = 36\ 057$$

由于原结构中球皮对缝处有指形加强板遮挡,故采用低频涡流检测,球皮的最小可检裂纹长度为 6.35 mm,第一阶段结束即可检,对应的飞行次数为 20 564 次飞行。重复检查间隔:

$$\Delta_{REC} = \frac{N_{CRIT} - N_{DET}}{K_1 \times K_3 \times K_4} = \frac{20\ 564}{2 \times 1 \times 1} = 10\ 282$$

优化结构球皮裂纹检查门槛值:

$$\Delta_{TH} = \frac{N_{CRIT}}{K_1 \times K_2 \times K_4} = \frac{95\ 271}{2 \times 1 \times 1} = 47\ 635$$

优化结构中球皮没有被遮挡,故采用详细目视检查,球皮的最小可检裂纹长度为 25.4 mm,第一阶段结束即可检,对应的飞行次数为 20 564 次飞行。重复检查间隔:

$$\Delta_{REC} = \frac{N_{CRIT} - N_{DET}}{K_1 \times K_3 \times K_4} = \frac{20\ 564}{2 \times 1 \times 1} = 10\ 282$$

分散系数  $K_1$ 、 $K_2$ 、 $K_3$ 、 $K_4$  的定义及取值如表 3 所示。

表 3 分散系数 K 取值

表 3 分散系数 K 取值	
$K_1$	2.0 经试验验证的分析
	4.0 基于两个试验或对称结构
	5.0 基于单个试验结果
$K_2$	2.0 多传力路径
	3.0 单传力路径
$K_3$	1.0 使用恰当的或较严重的材料特性或环境
$K_4$	1.0 保守的载荷谱和保守的应力分析

## 5 结论

本文采用有限元方法确定了复杂连接结构中紧固件传递的载荷,并对结构细节进行了疲劳损伤容限分析。分析结果对比如表 4 所示。

表 4 分析结果对比

结构形式	最大钉载 /N	疲劳细节额定值/MPa	疲劳寿命	裂纹扩展寿命	检查方法	指形板重量/kg
原结构	297.3	96.8	72 300	72 115	低频涡流	2.8
优化结构	257.6	101.64	88 300	95 271	目视	1.64

通过以上的分析,可以得出如下结论:

1)在球皮外侧布置指形加强板并不能起到分担球皮载荷,降低端部紧固件转载的作用。而且由于指形加强板的遮挡,导致对球皮裂纹的检查只能采用专业的无损检测设备进行,且对损伤的修理也需要先将整片指形板取下才能实施,增加了检修工时,提高了维护成本。

2)优化结构中球皮端部紧固件载荷降低13.4%,载荷在紧固件上的分布更加均匀,疲劳细节额定值提高了5%,疲劳寿命增加22.1%,裂纹扩展寿命增加32.1%。由于指形加强板布置在两层球皮之间,因此对球皮紧固件孔边损伤的检查可直接采用目视,降低了维护成本,同时结构重量也减轻了41.4%。

#### 参考文献:

- [1] 郑晓玲. 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.
- [2] 吴学仁,李铁柏. 飞机结构金属材料力学性能手册:第1卷 静强度·疲劳/耐久性[M]. 北京:航空工业出版社,1996.
- [3] 闫楚良,刘克格,黄苏桥. 飞机结构经济寿命设计与

可靠性评定[M]. 北京:航空工业出版社,2011.

- [4] 孙侠生. 飞机结构强度新技术[M]. 北京:航空工业出版社,2016.
- [5] 郭倩旎,李志伟. 航空结构强度技术[M]. 北京:航空工业出版社,2013.
- [6] 吴富民. 结构疲劳强度[M]. 西安:西北工业大学出版社,1983.
- [7] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册:第9册 载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
- [8] 刘伟,刘衰财,方志晓,等. 基于 Patran /Nastran 的连接单元模型对比仿真分析[J]. 机械设计与制造, 2017,46(2):65-68.
- [9] 吴学仁,李铁柏. 飞机结构金属材料力学性能手册:第2卷 损伤容限[M]. 北京:航空工业出版社,1996.
- [10] FORMAN R, SHIVAKUMAR V, METTU S, et al. NASGRO(registered trademark):fracture mechanics and fatigue crack growth analysis software [M]. [S. l.]: NASA Technical Reports Server (NTRS),2019.

#### 作者简介

苏芳 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构疲劳损伤容限分析。E-mail: sufang1@comac. cc

## Structural optimization for pressure bulkhead of some civil aircraft

SU Fang \*

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

**Abstract:** The structures of civil aircraft must maintain high safety level and high reliability during the expected service life. The objective of fatigue design for aircraft structure is to ensure the good fatigue property of the structures. Fatigue strength design is a method of enhancing the fatigue property of the structures. In this paper, a structural optimization for web lap splice of pressure bulkhead of a certain type airplane was proposed and FEM was used to calculate the load distribution among the lap splice fasteners of original structure and optimized structure. Then the fatigue analysis was performed. After that the crack growth analysis were performed by using NASGRO for both configurations. The analysis results show that the optimization design can improve the fatigue and damage tolerance properties significantly and reduce the weight and maintenance cost of the structure as well.

**Keywords:** fatigue; damage tolerance; pressure bulkhead; structural optimization design

\* Corresponding author. E-mail: sufang1@comac. cc