

某型飞机4号油箱结构损伤分析及修复评估

杨嘉勤¹, 许光群¹, 管宇², 季国梁¹

(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** 某型双座机使用中发现4号油箱存在不同程度结构损伤, 分析其损伤原因和制定修理方案。**方法** 对4号油箱结构状态进行深入检查评估后, 从结构损伤过程、载荷情况、设计制造和外场使用等方面综合分析损伤原因。对实际损伤结构进行强度计算和评估, 制定结构损伤补强修理方案, 并提出修理改进建议。**结果** 通过分析得出, 损伤原因主要是4号油箱局部存在设计制造缺陷, 且飞机在作大过载飞行时, 4号油箱可能处于满油或大量余油的高负载状态。根据损伤原因制定的修理方案合理可行, 通过了静强度校核和评估。**结论** 基于该损伤结构提出的修理方案通过实际修理验证, 能够满足油箱结构强度设计要求, 提出的改进建议能够改善飞机疲劳品质。

关键词: 飞机; 油箱; 损伤; 补强; 修理

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2019.01.025

中图分类号: TJ07

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2019)01-0129-08

Structure Damage Analysis and Repair Assessment for No.4 Fuel Tank of an Aircraft

YANG Jia-qin¹, XU Guang-qun¹, GUAN Yu², JI Guo-liang¹

(1. Wuhu State-owned Factory of Machining, Wuhu 241000, China;

2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110000, China)

ABSTRACT: Objective To analyze causes and make repair procedures for structure damages at different levels of No.4 fuel tank found in the use of a two-seater aircraft. **Methods** After in-depth inspection and evaluation of the No.4 tank structure, the causes of damage were comprehensively analyzed from the structural damage process, load condition, design, manufacture and the use of cracks. The strength of the actual damage structure of the fuel tank was calculated and evaluated to formulate plans for repair of structural damage and propose suggestions on repair improvement. **Results** According to the analysis, the main cause of the damage was design and manufacturing defects in the No.4 fuel tank. And when the aircraft was in overload flight, the No.4 tank may be in a high-load state with full oil or a large amount of residual oil. The repair producers formulated based on the causes of damage passed the static strength check and evaluation and were verified of feasibility. **Conclusion** The repair producers formulated on this basis are verified in actual repairs and can satisfy the strength design requirements on the fuel tank structure. The proposed improvements can improve the fatigue quality of aircraft.

KEY WORDS: aircraft; fuel tank; damage; reinforce; repair

某型双座飞机4号油箱位于机身尾部的中间舱, 4号油箱结构形式为: 纵向承力构件主要由油箱上、下壁板、油箱侧壁板以及长桁组成; 横向承力构件主要为隔框, 其中第38框、42框、45b框较强, 具有

加强隔板结构, 其余隔框为弱框。第40框、41框、43框和44框结构形式基本相同, 为“拱”型结构, 受力形式相似。第42框上半框段为弧形缘条, 下半框段为加筋隔板。近期, 一架飞机在外场飞行训练时,

机务检查发现4号油箱第38框、45框处出现渗漏油故障,故障发生时该机累计飞行了1470小时。经深入检查发现,4号油箱第40—44框左右两侧分别发生不同情况的断裂,与之相连接的上下壁板也发生了不同程度的局部撕裂,如图1所示。

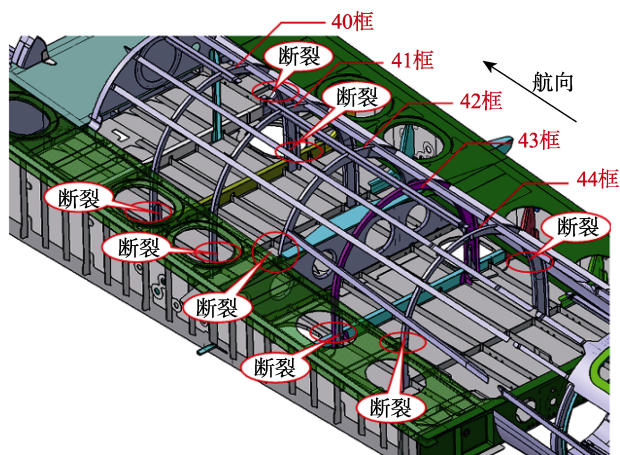


图1 4号油箱结构损伤位置

1 损伤情况

为摸清结构损伤情况,分解4号油箱第38—45

框间油箱口盖、中间舱第38—39框部附件、左发动机舱第38—42框油箱侧壁板挡板、油箱后部圆形口盖等零件,取出4号油箱内全部聚氨酯泡沫,对油箱内进行了深入全面的检查。为了掌握全机技术状态,不但对飞机机身进行了水平测量,还对垂尾开展了经纬测量。经检查,发现4号油箱第40、44框左右两侧断裂,第41、42、43框左侧断裂,且第41、42框左侧腹板和缘条存在明显的失稳变形,左侧上壁板在42框前沿横向撕裂等损伤。

1.1 壁板损伤

1) 左侧上壁板与第42框连接处航向筋条断裂,裂纹在上壁板上沿横向延伸80 mm,如图2a所示。

2) 左侧上壁板第42—43框处航向筋条变形,如图2b所示。

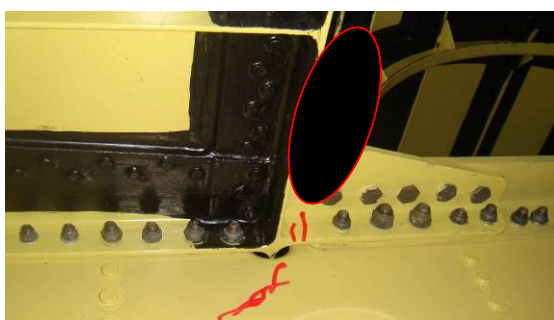
3) 左侧上壁板与第44框的连接耳片撕裂,如图2c所示。

4) 右侧上壁板与第42框连接处渗油。

5) 左侧下壁板在与第43框连接的横向筋条裂纹,如图2d所示。



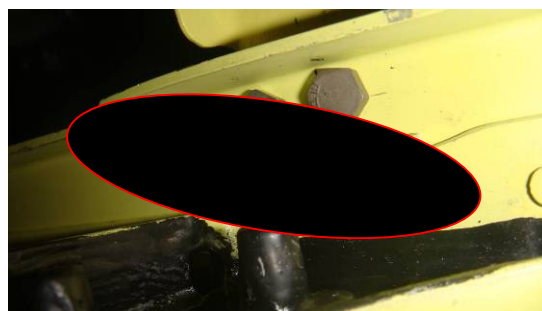
a 左侧上壁板与第42框连接处航向筋条断裂



b 左侧上壁板第42—43框处航向筋条变形



c 左侧上壁板与第44框连接耳片撕裂



d 左侧下壁板在与第43框连接的横向筋条裂纹

图2 4号油箱壁板损伤形式

1.2 框缘损伤

1) 第40框:左侧弧形缘条与下壁板连接处断裂如图3a所示,在上壁板向上150 mm处变形;右侧弧形缘条在上壁板向下50 mm处断裂,如图3b所示。

2) 第41框左侧弧形缘条在下壁板连接处断裂,在上壁板向上150 mm处存在变形,如图3c所示。

3) 第42框左侧与上壁板连接处上部框缘断裂,如图3d所示。

4) 第43框左侧下半框与下壁板连接处存在裂纹,左侧下壁板纵向长桁在第43框下半框连接处断

裂，如图 3e 所示。

5) 第 44 框左侧弧形缘条在距上壁板 50 mm 处断裂，右侧弧形缘条在距上壁板 50 mm 处断裂，如

图 3f 所示。

6) 第 45 框上部与弧形蒙皮连接的型材存在裂纹，如图 3g 所示。

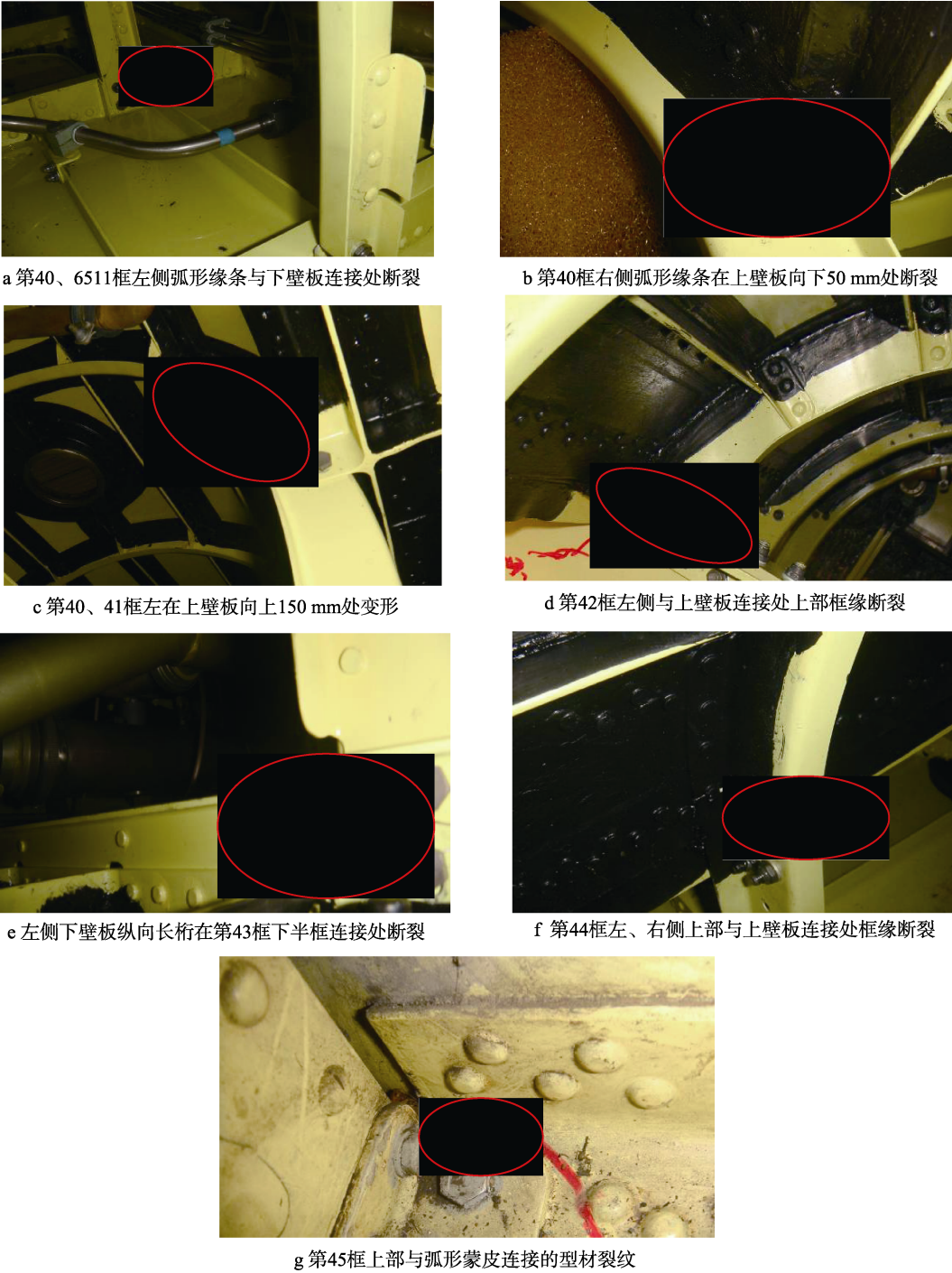


图 3 4 号油箱框缘损伤形式

2 损伤分析

2.1 损伤过程

通过对裂纹断口进行目视观察和分析，第 40、41、44 框断口存在较长的疲劳裂纹痕迹，初步判断

其主要是由于疲劳而引起的断裂；第 42、43 框以及上下壁板的断口未见明显的疲劳裂纹痕迹，应为静力拉断。经过初步分析认为破坏过程是：首先第 40、41、44 框因疲劳产生裂纹失去了大部分承载能力，在大载荷情况下，发生二次静力破坏，导致第 43 框、

第 42 上半框受载超过设计载荷而发生静力拉断(右侧的断裂情况也能在一定程度上说明是第 40、44 框先发生断裂的)。随后,对于左侧上壁板来说,在失去了第 40、41、43、44 框的支持后,形成了以第 38、42、45 框下半框(以全腹板框形式连接上下壁,较强;第 39 框以拉杆形式连接上下壁板,较弱)为支点的三支点梁,由于两支点间的跨度很大,在油箱压力、气动载荷、全机总体载荷共同作用下,支点处产生很大的支反力,尤其是 42 框处的上壁板纵向筋条承受很大的弯矩,导致壁板撕裂、筋条失稳,同时也是上壁板在第 38 框、45 框处漏油的重要原因之一。

2.2 损伤原因

2.2.1 载荷因素

某型飞机单双座机的 4 号油箱主结构未见明显差异,单座机 4 号油箱的载荷主要为气动载荷、油箱增压以及燃油平动惯性载荷的组合情况。根据单座机的耗油顺序,在飞机作大过载机动时,4 号油箱已经无余油,单座飞机 4 号油箱至今未发生此类故障。双座机与单座机相比,前机身增重,其耗油顺序发生了改变,在飞机作大过载机动时,4 号油箱可能处于满油或有大量余油的状态,并且因 4 号油箱距飞机重心较远,飞机机动时燃油的转动惯性载荷较大,影响结构寿命。

2.2.2 设计缺陷

从某型飞机单双座机 4 号油箱的结构对比分析,双座机至少存在两处明显的设计缺陷:一是框腹板与上壁板耳片连接处,该部位的框腹板毛截面宽为 40 mm,去除 2 个直径为 6 mm 的螺栓孔后,净截面宽仅有 28 mm,截面损失达 30%,此处应力水平明显增加,为疲劳关键部位;二是框与下壁板连接处的止裂孔,由于止裂孔的存在产生严重的应力集中,使其成为疲劳关键部位,但此处在设计时已经有所加强。

2.2.3 其他

同类型双座机与该故障型飞机耗油顺序一致,曾经发现多架飞机 4 号油箱普通框出现类似故障,但均发生在 2000 飞行小时以后。断裂部位均在与上壁板连接螺栓孔或附近工艺孔处,未发现从下部止裂孔处断裂的现象。

2.3 分析结论

从裂纹处结构载荷情况、设计制造和使用方面综合分析,认为产生裂纹的原因主要是 4 号油箱局部存在设计制造缺陷,且飞机在作大过载飞行时,4 号油箱可能处于满油或大量余油的状态下导致。

3 修复评估

3.1 修复方案

3.1.1 第 40 框处损伤修理

1) 分解下壁板与弧形缘条连接的角材,切割去除断裂的第 40 框左侧弧形缘条,校正左上侧弧形缘条处的变形,切割去除第 40 框右下侧断裂的弧形缘条。

2) 用 7B04-T6- δ 1.5 铝合金板材制作补强板替代原连接角材。

3) 用 7B04-O- δ 1.5 板材制作第 40 框补强件,更换并补强切割去除的弧形缘条。

4) 第 40 框左侧上部框缘变形区,用 7B04-O- δ 1.5 制作第 40 框左侧上补强件进行补强。

3.1.2 第 41 框处损伤修理

1) 分解下壁板与弧形缘条连接的角材,切割去除断裂的第 41 框左侧弧形缘条,校正左上侧弧形缘条处的变形,

2) 用 7B04-T6- δ 1.5 板材制作补强板替代原连接角材,

3) 用 7B04-O- δ 1.5 板材制作第 41 框补强件(左侧)更换切割下的弧形缘条,用第 41 框补强件(右侧)加强右弧形缘条。

4) 第 41 框左侧上部框缘变形区,用 7B04-O- δ 1.5 板材制作第 41 框左侧上补强件补强。

3.1.3 第 42 框处损伤修理

1) 第 42 框处上壁板修理:在裂纹处制 $\phi 3$ mm 的止裂孔,锉修上壁板,在外侧用 1Cr18Ni9Ti- δ 2.5 不锈钢板材制作第 42 框处左侧上壁板补强件进行补强;内侧用 7B04-T7451- δ 30 分别制作第 42 框左侧框前和框后的补强角盒进行补强,如图 4 所示。

2) 左侧第 42 框的修理:切割去除左侧第 42 框上部断裂的框缘,用 7B04-O- δ 1.5 板材制作补强件补强左上侧弧形缘条。

3.1.4 第 43 框处损伤修理

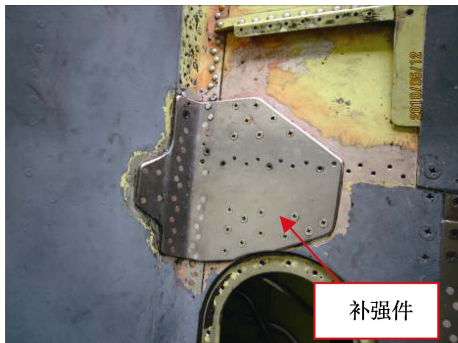
1) 分解下壁板与弧形缘条连接的角材,切割去除断裂的第 43 框左侧弧形缘条。

2) 用 7B04-T6- δ 1.5 板材制作补强板替代原连接角材,用 7B04-O- δ 1.5 板材制作第 43 框处的补强件补强下侧弧形缘条。

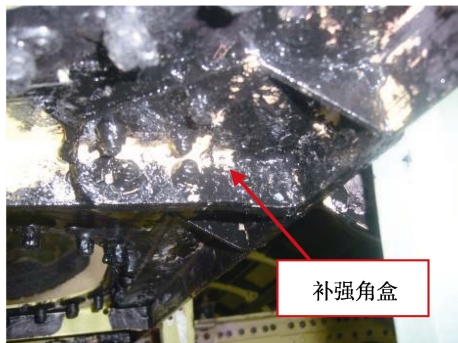
3) 切割去除下壁板第 42—43 框间变形损伤的筋条,分别用 7B04-T6 XL113-57 制作特制型材和 7B04-T7451- δ 30 制作第 43 框左侧下壁板的补强角盒进行补强修理,如图 5 所示。

3.1.5 第 44 框处损伤修理

1) 分解下壁板与弧形缘条连接的角材,切割去除断裂的第 44 框左、右下侧弧形缘条。



a 外侧采用补强件贴补加强



b 内侧采用补强角盒加强

图 4 第 42 框处上壁板补强修理



图 5 第 43 框处下壁板补强修理

2) 用 7B04-T6-δ1.5 板材制作补强板替代原连接角材, 用 7B04-O-δ1.5 板材制作第 44 框补强件补强下侧弧形缘条。

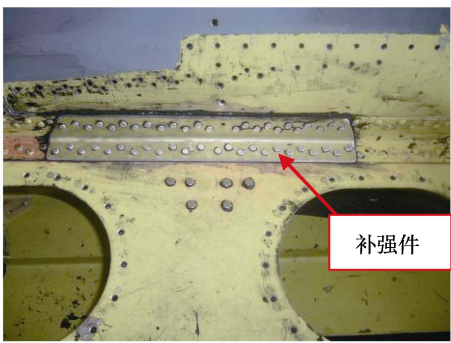
3) 修整去除上壁板在第 44 框处断裂的连接耳片, 外侧用 7B04-O-δ2.0 制作补强件进行补强修理, 内侧用 7B04-T7451-δ60 制作补强角片。同时在左侧上壁板的第 44 框框前和框后分别制作补强角盒进行补强修理, 如图 6 所示。

3.1.6 第 45 框处损伤修理

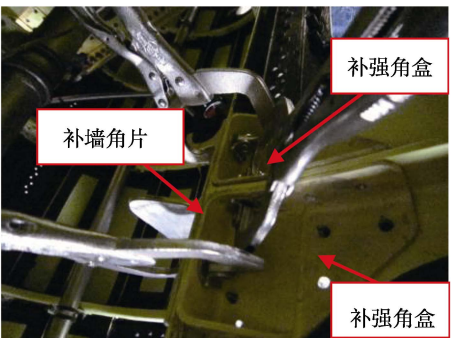
在裂纹末端钻 φ3 mm 的止裂孔, 外侧用 7B04-δ2.0 板材贴补加强。

3.2 修复评估

4 号油箱载荷分为两部分, 一部分是参与气动和惯性力传递的全机载荷, 另一部分是油箱压力和局部



第44框外侧补强件



第44框内侧补强角盒

图 6 第 44 框补强

气动吸力, 即局部载荷。严重载荷情况为油箱增压、气动吸力、满油状态下燃油惯性载荷 (包括平动和转动) 的组合。

全机载荷情况对 4 号油箱薄弱部位载荷的贡献很小, 或者是有益的 (负载荷)。因此, 出于保守考虑, 在静强度分析和疲劳强度分析中将不计这些载荷的影响。

采用有限元法计算内力, 在全机有限元模型上, 将总体载荷、气动载荷、由于平动和转动产生的油压载荷分别加在结构上进行计算。从有限元模型中提取了 3 个框上的内力, 由于计算结果中钣弯型材的弯矩很小, 对应力水平的贡献可以忽略, 4 号油箱第 40 框、41 框和 44 框的静力薄弱部位如图 7 所示。

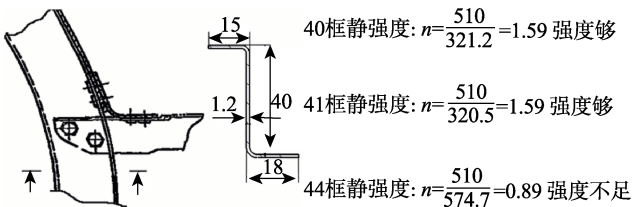


图 7 4 号油箱第 40 框、41 框和 44 框的静力薄弱部位

从计算结果分析, 第 44 框静力薄弱部位是疲劳最危险部位, 应该最先被破坏, 但从该机的损伤情况看, 第 44 框半圆弧末端钣弯型材先发生疲劳损伤, 这是由于损伤处型材外侧与外边条连接的装配应力造成的。由于第 44 框半圆弧末端钣弯型材先损伤, 对第 44 框的静力薄弱部位进行了卸载, 所以静力薄

弱部位反而没有破坏。

典型的 44 框油箱压力计算如图 8 所示, 限制载荷下的油压计算公式如下, 对于典型的 4 号油箱第 44 框下壁板 M 点在限制载荷下的压力为:

$$P = \Delta P + P' + \rho(\omega_z^2 \bar{R}_x + \omega_y^2 \bar{R}_x) H_x + \rho(n_y g + \alpha_z R_x) H_y + \rho(\alpha_y R_x H_z - \alpha_x R_z H_z' + \omega_x^2 \bar{R}_z R_z) = 132 \text{ kPa}$$

考虑安全系数 1.5, 则 M 点在极限载荷下的压力为 0.198 MPa;

对于 4 号油箱第 38 框至第 45b 框之间的舱段, 第 44 框下壁板 M 点是该舱段的严重受力点之一。文中以该点的压力值作为设计载荷对 4 号油箱第 40—44 框、第 42 框处上壁板和第 43 框处下壁板的修理方案进行静强度校核评估, 如图 8 所示。

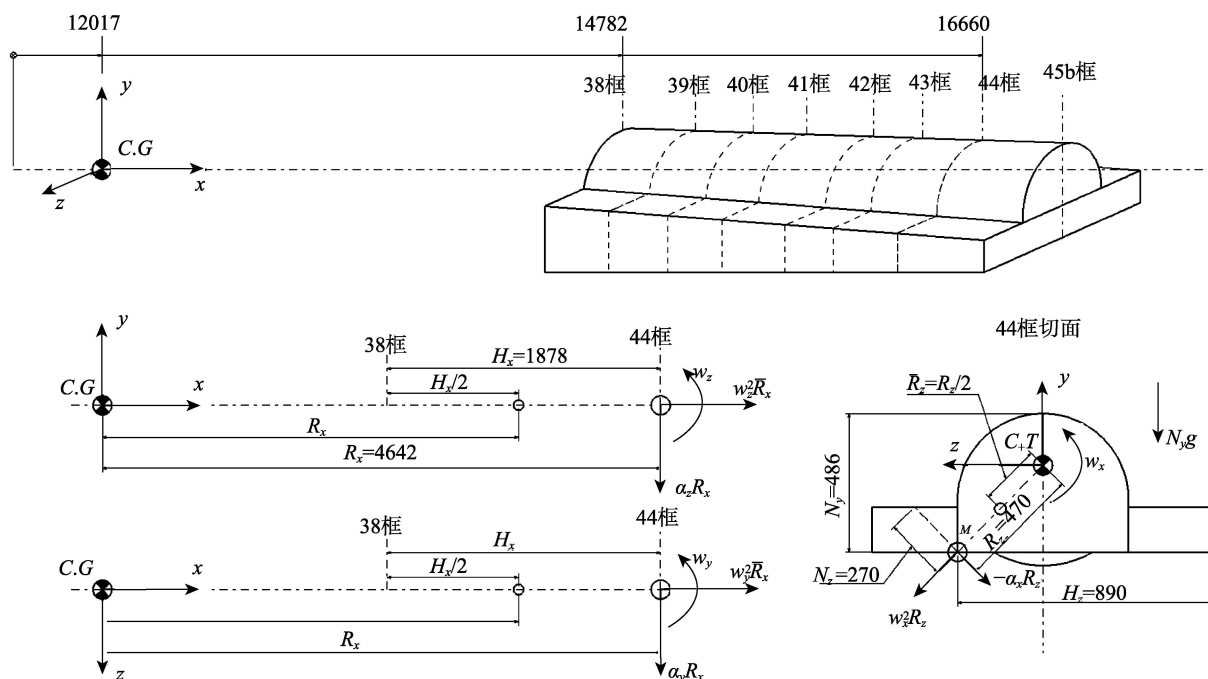


图 8 油箱压力计算

3.2.1 第 40、41、43、44 框弧形段强度评估

4 号油箱第 40、41、43、44 框的弧形段结构形式相似, 取第 44 框进行强度校核和评估, 有限元模型如图 9 所示。

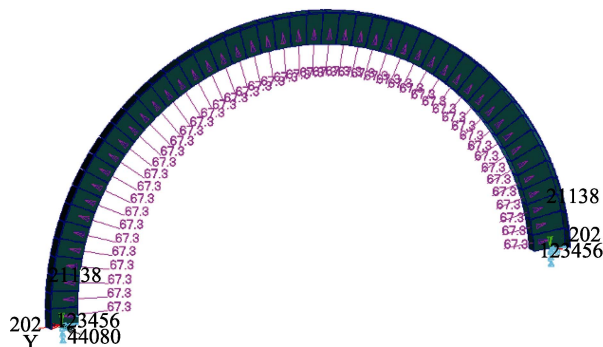


图 9 第 44 框弧形段有限元简化模型

第 44 框处的框距为 340 mm, 在均匀压力 $q=67.32$ N/mm 的作用下, 有限元计算得到固支点的内力为: $M=44\ 080$ N·mm, $N=21\ 138$ N, $Q=202$ N。

第 44 框的修理方案如图 10 所示, 加强件的剖面计算见表 1。

$$I = 23\ 990 \text{ mm}^4, W_{\text{wai}} = 1230 \text{ mm}^3,$$

$$W_{\text{nei}} = \frac{102\ 424}{20.5} = 1170 \text{ mm}^3,$$

$$\sigma_{\text{wai}} = -\frac{M}{W} + \frac{N}{F - 3 \times 4 \times 1.5} = 212.26 \text{ MPa},$$

$$\eta = \frac{480}{212.26} = 2.26$$

$$\sigma_{\text{nei}} = \frac{M}{W} + \frac{N}{F - 3 \times 4 \times 1.5} = 85.77 \text{ MPa},$$

$$\eta = \frac{480}{85.77} = 1.68$$

第 44 框加强件通过 12 个 HB 6298-4×L 铆钉与原结构的弧形段连接。假设弯矩由腹板内侧的 4 个铆钉和缘条上的 4 个铆钉承受, 这两排铆钉的排距为 29.3 mm, 则作用在每个铆钉上的载荷为: $P=376$ N。

轴力由 12 个铆钉共同承受, 则作用在每个铆钉上的载荷为: $P=1762$ N。

作用在单个铆钉上的最大载荷为: $P=2102$ N。

原第 44 框腹板厚度为 1.2 mm, 材料为 B95, $\sigma_b=510$ MPa。对于直径为 4 mm 的铆钉, 其挤压许用载荷为 3182 N。HB 6298-4×L 铆钉的单剪许用载荷为 3100 N, 则铆

- [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] 刘晓山, 郑立胜. 飞机修理新技术[M]. 北京: 国防工业出版社 2006.
- [10] 刘文珽, 王智, 隋福成, 等. 单机寿命监控技术指南[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- [11] 黄昌龙. 波音飞机金属结构修理实用技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [12] 郑晓玲. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.