

⑦ 22-29

工程力学

V267.4

飞机结构修理

飞机维修

使用工程力学的分析计算方法来设计并制定飞机结构修理方案,可使修理方案更精确,更具科学性。本文通过两个实例,说明工程力学在飞机结构修理中的一些应用,希望能为结构修理人员处理各类损失带来一点启示和帮助。

# 浅谈工程力学在飞机结构修理中的应用

## Elementary Introduction of Using Mechanics for the Structure Repair Design

◎ 袁庆铭/厦门航空公司机务部

营运中的飞机,其结构不可避免地会受到各种损伤。虽然飞机制造商向用户提供了飞机结构修理手册作为修理活动的行动指南,但由于实际损伤的部件、损伤的位置区域等诸多因素十分复杂,相当一部分损伤无法按照结构修理手册中的方法来处理,因此,能在较短的时间内给这些损伤设计制定是一个科学的修理方案,从而迅速而正确地修复飞机结构上的损伤,使飞机尽早安全地投入运营,无疑对航空公司具有很强的现实意义。损伤的修理既不能太强也不能太弱,如果损伤的修理部件设计得太弱,不能使飞机恢复到原有的强度及耐久性;若损伤的修理部件设计得太强,则不仅增加了飞机的重量,而且易产生“硬点”,导致相邻结构过早地出现疲劳裂纹。我们认为,如果将工程力学应用到修理方案的设计与制定中来,可使修理方案更精确,更具科学性。本文通过如下的两个实例浅谈工程力学在飞机结构修理中的一些应用,希望能为结构修理人员处理各类损伤带来一点启示和帮助。

### 机身蒙皮小切口加强片的设计

某架波音 737-200 飞机在加装 GPS

过程中,遇到的问题之一是在将要安装 GPS 天线的位置上已有废弃的天线及其加强片。图 1 是废弃的天线切口及其加强片安装图,图 2 是 GPS 天线切口及其加强片安装图。GPS 天线切口将与废弃的天线切口重合形成 8 字形大切口,并使原有的一些铆钉没有足够的边距。要在这种已有许多紧固件孔的蒙皮区域开新的切口,并设计该切口加强片,而波音的结构修理手册中又没有切口加强片的资料。这显然给 GPS 加装工作增加了难度。为保证加装工作的如期完成,迫使我们必须找出解决该问题的方法。经过反复验证,最终选择了通过工程力学的分析与计算法,逐步确定该切口的几何形状、尺寸以及该切口加强片的几何尺寸、紧固件的型号数量等,从而制定出特殊 GPS 天线加强片的方案。现将该加强片的计算分析过程介绍如下。

#### 1. 天线接头切口几何形状及尺寸的确定

从图 1 和图 2 可知,必须扩大现有切口

才能保证 GPS 天线的安装。根据断裂力学知识,为提高切口处蒙皮的疲劳寿命,避免过大的应力集中,切口形状为圆形或椭圆形较为有利。同时,还要防止由于现存铆钉孔距切口边缘太近而导致该处蒙皮撕裂或过早出现裂纹,所以,现有紧固件孔距切口的边距至少为 0.3 英寸 (2D)。综合上述要求,经过优化选择,最后确定蒙皮上的新切口如图 3 中的形状和尺寸。

#### 2. 切口加强片几何形状及尺寸的确定

根据现存铆钉孔的排布形式,加强

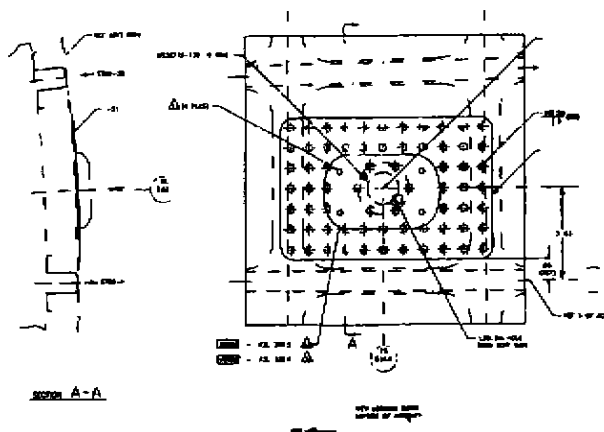


图 1 废弃天线及加强片

片的几何形状仍设计成长方形。如图 4 所示,设加强片的长度为  $L$ ,宽度为  $W$ ,厚度为  $T_d$ ,切口长半轴为  $a$ ,切口短半轴为  $b$ ,蒙皮厚度为  $T$ 。蒙皮与加强片的连接体在  $X$ 、 $Y$  方向所受的载荷分别是  $P_x$ 、 $P_y$ ,  $\sigma_x$ 、 $\sigma_y$ , 则为  $A-A$  剖面  $B-B$  剖面处蒙皮与加强片所受的应力,于是可得出:

$$2 \int_a^{W/2} \sigma_y (T_d + T) dX = P_y$$

$$2 \int_b^{L/2} \sigma_x (T_d + T) dY = P_x$$

从有关应力集中的力学知识可知,加强片上某点的应力  $\sigma_x$ 、 $\sigma_y$  随其在  $X$ 、 $Y$  轴的位置变化而改变。当  $x = a$ , 其应力最大,为  $\sigma_{x \max}$ ; 当  $x = W/2$  时,应力会迅速下降至正常值  $\sigma_{yn}$  且  $\sigma_{x \max} / \sigma_{yn} = 1 + 2a/b$ 。

同样,当  $y = b$ ,  $L/2$ , 其应力分别为  $\sigma_{x \max}$ 、 $\sigma_{yn}$  且  $\sigma_{x \max} / \sigma_{yn} = 1 + 2b/a$ 。假设蒙皮未开切口前在  $x$ 、 $y$  方向所受的应力为  $\sigma_{ox}$ 、 $\sigma_{oy}$ , 则

$$\sigma_{ox} \cdot T_s \cdot L = P_x$$

$$\sigma_{oy} \cdot T_s \cdot W = P_y$$

由于切口尺寸  $a = 1.25 \text{ in}$ ,  $b = 0.94 \text{ in}$ , 蒙皮厚度  $T_s = 0.036 \text{ in}$ , 加强片的厚度  $T_d$  取值为  $0.050 \text{ in}$ , 于是可得方程组:

$$\begin{cases} 2 \int_a^{W/2} \sigma_y (T_d + T) dX = P_y \\ \sigma_{ox} \cdot T_s \cdot L = P_x \\ \sigma_{x \max} / \sigma_{yn} = 3.66 \\ T_d = 0.05 \\ T_s = 0.036 \\ 2 \int_b^{L/2} \sigma_x (T_d + T) dY = P_x \\ \sigma_{oy} \cdot T_s \cdot W = P_y \\ \sigma_{x \max} / \sigma_{yn} = 2.5 \\ T_d = 0.05 \\ T_s = 0.036 \end{cases}$$

最后求解出:

$$L = 7.5 \text{ in}, W = 11.4 \text{ in}$$

### 3. 紧固件及其数量的确定

由于蒙皮上已钻有紧固件孔, 且现存的加强片及厂家设计的 GPS 天线加强片有的铆钉均是直径为  $5/32$  的埋头铆钉, 故新加强片的固定铆钉选用 BACR15CE5D。

在航空器上, 铆钉与构件连接的破坏形式通常有剪切破坏和挤压破坏。

破坏形式为剪切破坏时, 铆钉载荷约为:

$$P_s = \pi R^2 \cdot F_u / 4$$

其中  $R$  为铆钉直径,  $F_u$  为铆钉制造材料的最大抗剪强度。

破坏形式为挤压破坏时, 铆钉载荷约为:  $P_b = R \cdot T \cdot F_{br}$

其中  $R$  为铆钉直径,  $T$  为最薄的连接材料厚度,  $F_{br}$  为连接材料的最大挤压强度。

因此, 单个 BACR15CE5D 铆钉在该蒙皮与加强片的连接体中所传递的载荷为  $P_s$  与  $P_b$  中的小值。从有关手册中可查知, 2017-T3 的  $F_u$  为  $38 \text{ ksi}$ , 2024-T3 的  $F_{br}$  为  $79 \text{ ksi}$ 。

$$P_s = \pi (5/32)^2 \cdot 38 \times 10^3 / 4 = 728 \text{ lb}$$

$$P_b = 5/32 \cdot 0.036 \cdot 79 \times 10^3 = 444 \text{ lb}$$

所以单个 BACR15CE5D 铆钉所能传递的载荷约为  $444 \text{ lb}$ 。

根据  $P_s = \sigma_{ox} \cdot T_s \cdot L$ , 蒙皮与加强片承受的最大载荷:

$$P_{\max} = \sigma_{ox \max} \cdot T_s \cdot L = F_{Tu} \cdot T_s \cdot L$$

其中  $F_{Tu}$  是蒙皮材料 2024-T3 的最大抗拉强度, 其值为  $64 \text{ ksi}$ 。于是可得:

$$P_{\max} = 64 \times 10^3 \cdot 0.036 \cdot 11.4 = 26300 \text{ lb}$$

传递到加强片上的载荷:

$$P_{d \max} = T_d / (T_s + T_d) \cdot P_{\max} = 15291 \text{ lb}$$

加强片的固定铆钉数量 (至少):

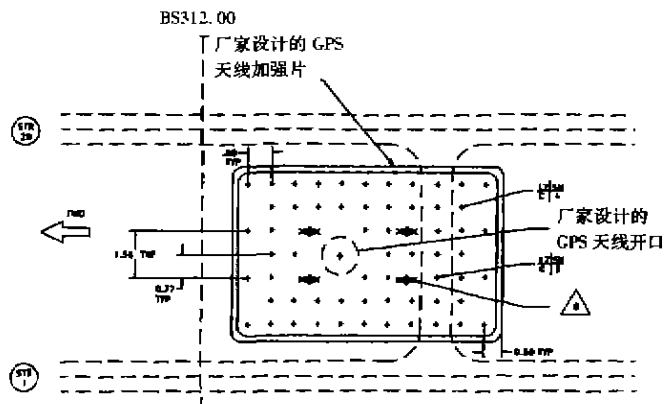


图 2 GPS 天线切口及加强片

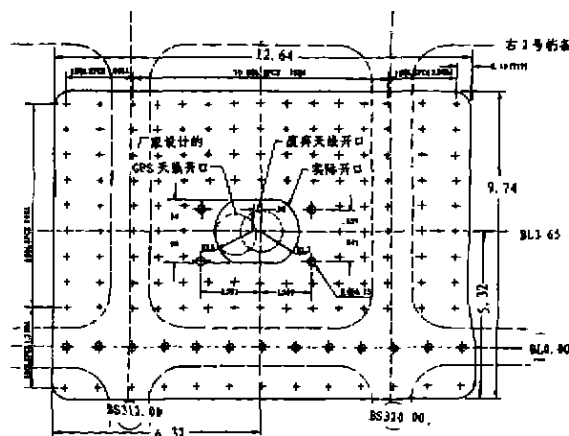


图 3 实际安装的天线加强片

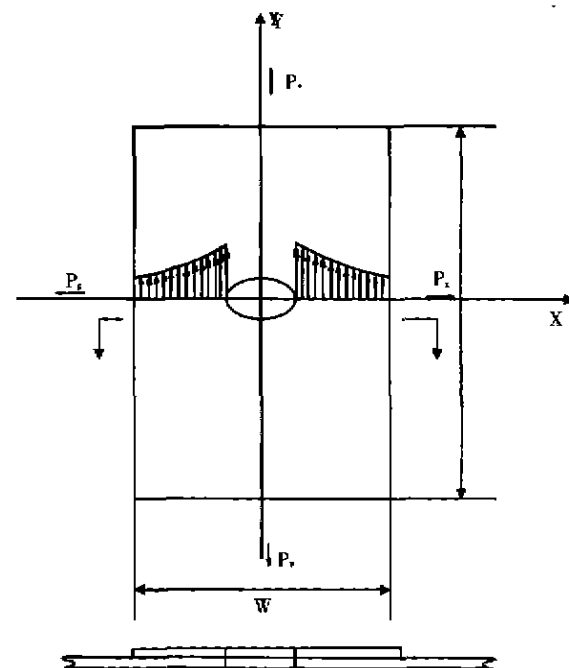


图 4 加强片的几何形状

$$n = 2 P_{dmax} / P_{br} \approx 69 \text{ 个}$$

综合上述,所要求的加强片几何尺寸、铆钉数量以及为保证可检性首排铆钉不应打在桁条及框架上等条件,实际的加强片及其安装要求如图3所示。

## 757 货舱门槛梁下弦的更换

波音 757 飞机的货舱门槛下部有一沟槽,由于位置特别,该沟槽容易积存水分和污物,从而导致沟槽内的货舱门槛梁下弦常发生腐蚀。某架波音 757 飞机在 C4 检中发现后货舱门槛梁下弦腐蚀较深,波音公司告知梁弦需整根更换。如果按照常规方法,需先使用托架托住机身下部然后将 BS1180 至 BS1459 的后货舱蒙皮从门槛搭接处拆开,或将货舱门口 BS1380、BS1440 处的两框架下弦的切断才能更换此梁。这无疑使修理工作量变得很大,飞机需停场一段时间。因此我们提出自己的修理方案,根据该梁弦的结构特点,采用如图5的替代梁弦。它由一根长修理条及三个修理角组成。由于长的修理条可产生较大的弹性变形,故无需拆去过多的结构件就可将长修理条插入框架的下部。因而使得替代梁的安装施工很容易实施,使工作量大的问题迎刃而解。下面介绍将替代梁弦各部件具体技术参数分析确定过程。

### 1. 替代梁弦的各部件尺寸的确定

假设替代梁弦的截面积为  $A_s$ ,能承受的最大应力为  $\sigma_{smax}$ ,替梁弦至机身剖面的弯曲中心距离为  $l_s$ ,原梁弦的截面积为

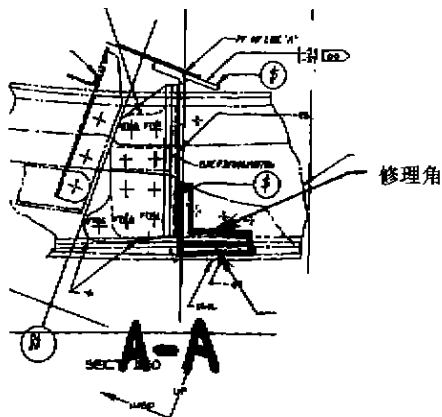


图5 替代梁弦的最终方案

$A_o$ ,能承受的最大应力为  $\sigma_{omax}$ ,原梁弦至机身剖面的弯曲中心距离为  $l_o$ ,则:

替代梁弦能随的最大力和力矩分别是:

$$P_{smax} = \sigma_{smax} \cdot A_s$$

$$M_{smax} = \int_0^{A_s} \sigma_{smax} l_o dA = \sigma_{smax} \int_0^{A_s} l_o dA$$

原梁弦能承受的最大力和力矩分别是:

$$P_{omax} = \sigma_{omax} \cdot A_o$$

$$M_{omax} = \int_0^{A_o} \sigma_{omax} l_o dA = \sigma_{omax} \int_0^{A_o} l_o dA$$

如果替代梁弦的材料与原梁弦材料相同,则  $\sigma_{smax} = \sigma_{omax}$ 。

机身剖面较大,其弯曲中心可认为是不变的,因而替代梁弦及原梁弦上位置相同点至弯曲中心距离相同。所以,只要  $A_s \geq A_o$ ,则:

$$P_{smax} \geq P_{omax}, M_{smax} \geq M_{omax}$$

故此,替代梁弦的长修理条宽度与原梁弦的下缘相同,厚度等同于原梁弦下缘的厚度为 0.22 in,三个修理角采用与原梁弦相同的型材: BAC1506-1945。它们的材料均为 7075-T73。

### 2. 紧固件的选择

由于替代梁弦与原梁弦的承力方式几乎没有差别,所以传递载荷的紧固件的数量、型号也无需太大变化,只要紧固件直径加大。紧固件型号为:

BACB30VU \* K \* X

替代梁弦的最终方案如图5所示。

从上述的实例我们可以看出,无论是对结构进行修补还是加强都要保证恢复该结构原有的静强度,同时还要兼顾疲劳强度、刚度、损伤容限等方面的要求。虽然飞机制造商由于诸多原因不提供其飞机结构的应力水平及设计计算分析资料,但对于一些疑难损伤或结构修理手册上未述及的问题,工程技术人员在应用工程力学的知识对具体结构损伤进行计算与分析基础上,再综合考虑实际施工要求等因数,也能制定出有科学依据的修理方案,并使该结构修理更切合实际。必须说明的是,由于计算的手段、资料及时间等原因,工程技术人员往往不能完全采用精确分析计算法,需对数学模型进行一定的简化,故为保证飞机适航,自己制定的而不是结构修理手册上提供的修理方案根据有关规定需报飞机制造商和适航当局批准。□

## 欢迎订阅 2001 年《国外金属热处理》(双月刊)

邮发代号: 44-23 大 16 开

定价: 5.00 元/册

地址: 南昌市上坊路 108 号 江西省科学院内

邮编: 330029

电话: 0791-8333687

传真: 0791-8334237

E-mail: wlsxwq@public.ncjx.cn