复合材料机翼下壁板对接区 设计与分析

Structure Joint Design and Analysis of Composite Lower Wing Panels

崔卫军 李庆飞 李 念 / Cui weijun Li qingfei Li nian (上海飞机设计研究院,上海 201210)

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

摘要:

机翼对接设计是飞机结构设计的一个重要环节,其设计的好坏关系到飞机的飞行性能和使用安全性能。基于国外先进民用客机外翼与中央翼的对接结构形式,设计了两种复合材料机翼下壁板的对接形式,并对其连接强度和失效模式进行了研究。利用商业有限元软件 ABAQUS 结合内聚力单元模型,模拟壁板蒙皮/缘条界面的失效,并获得不同对接形式构件的脱胶起始位置;通过引入 Hashin 失效准则的有限元模型研究拉伸载荷下对接构件的承载能力,并校核了螺栓强度;最后,比较分析了两种构件的最终失效模式,为复合材料关键连接区的细节设计提供一种有效的方法。

关键词:复合材料;机翼下壁板;对接;有限元分析

[Abstract] The design of wing connection joint is one of the major parts in an aircraft design. The quality of the joints plays an important role in the safe operation and performance of an aircraft. Based on the center- outer wing connection joint design of foreign advanced civil aircrafts, two joint specimens were designed for composite wing lower panels. The bear strength and failure mode of joint specimens were studied. The failure process of the flange/ skin interface was simulated by using the cohesive element in the commercial software ABAQUS. The research results indicated the debonding starting position of different joint specimens. The bearing capacity of joint specimens under tensile load and the bear strength of bolts were also researched. Finally an effective method was suggested for the design of composite key connection areas after comparing the ultimate failure mode.

[Key words] Composite; Wing Lower Panels; Connection Joint; Finite Element Method

0 引言

在复合材料结构设计中,结构的整体性始终是 减轻结构重量,提高结构效率的主要手段之一^[1]。 但由于设计、工艺和使用维修等方面的需要或限 制,在一些特定位置需要设计和工艺分离面、维护 口盖或与其他零部件的连接接头等,由此产生的零 件需要通过紧固件连接形成部段,所以机械连接设 计成为复合材料结构设计的关键问题之一。

飞机外翼、中央翼的对接结构设计是飞机设计 的重要环节之一,不同的对接方式其传力方式不 同,对飞机的使用寿命、装配工艺都会产生重大影 响^[2]。民用客机机翼分离面对接形式大致分两类, 一类是集中对接形式,另一类是分散对接形式。集 中对接形式主要用于中央翼的梁式机翼和多腹板 式机翼对接,以及机翼翼梁接头与机身框接头对 接。对接处就是机翼的分离面,其对接形式同梁式 机翼与机身对接形式相同,目前这种对接形式使用 较少。分散对接形式主要有梳状型材接头对接、多 个单个接头对接、"土"字形整体型材对接以及无型 材接头直接对接等。分散对接结构布置可以提高 机身内部空间利用率、减轻结构重量、经济性好,目 前使用较为广泛。空客某机型下翼面采用"丄"字 型材,外翼与中央翼下壁板通过下缘条及长桁接头

民用飞机设计与研究 Civil Aircraft Design & Research

对接。波音某机型的下翼面继承了传统波音飞机的 "土"字形型材对接结构,并在某些对接细节方面进 行了改进。

1 机翼下壁板对接构件设计

通过对国外先进民用客机的外翼、中央翼对接 结构形式的研究,本文设计了两种机翼下壁板对接 构件,分别为I型试件和II型试件。其中I型试件 采用"丄"字形型材对接,II型试件采用"土"字形型 材对接。I、II型对接试件的结构形式如图1所示。

I、II 型对接试件的尺寸如图 2 所示,蒙皮和长 桁是采用相同预浸料铺设而成的复合材料结构件, 材料的性能见表 1、表 2。

接头及对接带板的材料为铝合金 7050-T7451, 常温下其材料性能参数为 E = 70.3 GPa, $\mu = 0.33$ 。 I 型试件在对接处采用半径为 4.8mm 的钛合金高锁 螺栓(HST12)连接。II 型试件在"土"字形接头的 上缘条处采用半径为 4mm 的钛合金高锁螺栓 (HST12)连接,下缘条处则采用半径为 4.8mm 的钛 合金高锁螺栓(HST12)。常温下钛合金的材料性能 参数为 E = 110 GPa, $\mu = 0.29$ 。



图1 对接试件结构形式



(b)连接-II

图 2 I、II 型试件的几何尺寸

表1 单层板材料弹性性能

拉伸弹性模量, E_{11} / GPa	185.5
压缩弹性模量, E22/ GPa	9.03
面内剪切模量, G ₁₂ / GPa	4.27
泊松比, v ₁₂	0.34
单层厚度	0.19

表 2 单层板材料强度性能

纵向拉伸强的, X _t /MPa	2 758
纵向压缩强度, X_e /MPa	1 538
横向拉伸强度, Y _t /MPa	90.3
横向压缩强度, Y _c /MPa	301.3
剪切, S/MPa	37.5

2 壁板蒙皮/缘条界面的失效分析

2.1 有限元计算模型

有限元计算模型的建立,应力与破坏的分析使用 ABAQUS 软件。对于机翼下壁板而言,对接处主要受拉伸载荷,由于结构和载荷具有对称性,取一半的模型作为分析对象。所有复合材料蒙皮、长桁均采用 SC8R 连续壳单元建模。设计中为避免试件在端头被压坏,对壁板的加载端进行增厚加强,中

间由铺层递减过渡。在有限元模型中,递减区铺层 的模拟方法近似简化为将铺层递减区域等分,每部 分的铺层在前一部分的基础上减少相应的两层。 螺栓采用 C3D8I 体单元建模,在螺纹连接处定义 Tie 绑定约束,螺栓的非螺纹处则定义为带库伦摩 擦的接触属性,摩擦系数取 0.2^[3]。"上"字形接头 及对接带板均采用 C3D8R 体单元。为使实体模型 有更高的计算效率并且更易于结果收敛,将构件的 局部圆角简化为直角,并在对接区域处细化了网格 (图 3),这样有利于分析复合材料在螺栓孔处的应 力分布和螺栓的受力情况。I 型试件单元总数为 54 747,II 型试件为 52 887。



(b)连接-II 图 3 有限元计算模型

有限元分析时,将模型下端 C 固定;对称面 B 处取对称边界条件,即约束对称面法向位移,并固 定其余两坐标轴的转角;边界 D 为自由边;对上端 A 约束所有转角,并施加均匀拉伸位移,通过支反力 推算得到外载荷。

采用内聚力模型模拟缘条/蒙皮界面的分层起 始扩展过程^[4-7]。在长桁与蒙皮之间加入一层内聚 层,选择 COH3D8 单元,通过 Tie 将缘条的下表面和 蒙皮上表面与内聚单元连接。内聚层的厚度为 0.1mm,在蒙皮与长桁的相应处细化网格,I 型试件 的内聚层共 4 368 个单元,Ⅱ型试件的内聚层有 2 548个单元。

缘条/蒙皮界面使用 EA9696 NW 胶层共胶接, 但结构均发生界面的基体开裂,故内聚层参数采用 基体的性能参数设置:模量为 $E_{33} = 1$ 000GPa, $G_{13} = G_{23} = 1$ 000GPa;强度为 $\tau_n^0 = 61$ MPa, $\tau_s^0 = 68$ MPa;能量 释放率为 $G_{IC} = 0.075$ N/mm, $G_{IIC} = 0.6$ N/mm,采用 BK 准则, $\eta = 2_o$

2.2 数值模拟结果与分析

2.2.1 I型对接试件

对上端A施加5mm的均匀拉伸位移载荷,通过 非线性有限元分析,壁板的拉伸变形云图如图4所 示。壁板端头处蒙皮朝向长桁一侧鼓起,且变形幅 度大于侧边,当位移加载到3.360mm时,蒙皮和长 桁在结构中心处开始脱胶。



图4 I型试件的变形

图 5 描述了蒙皮/缘条界面的初始损伤。在拉伸载荷下,界面在端头处的剥离应力较明显,界面的初始断裂发生在壁板端头中心处,即"上"字形对接型材的对称面上。



2.2.2 II 型对接试件

在Ⅱ型试件的 A 端施加 2mm 的均匀拉伸载

荷,得到 II 型试件壁板的拉伸变形云图,如图 6 所示。蒙皮在长桁下缘条的终止处鼓起,并出现局部弯曲。由于侧边是自由边界,其变形幅度大于结构中心。



图6 Ⅱ型试件的变形

从II型试件的界面初始损伤示意图(图7)可以 看出,当位移加载到0.942mm时,蒙皮和长桁在结 构端头两侧角点处开始脱胶。



图 7 Ⅱ型试件的界面初始损伤

综合数值模拟结果发现,II型试件的界面损伤 的起始早于I型试件,即II型试件的壁板蒙皮/缘条 界面先于I型试件脱胶,这是因为在I型试件中,螺 栓对蒙皮/缘条界面有一定增强。但是对于II型试 件,仅由胶层传递蒙皮、长桁间的载荷,故II型试件 的蒙皮、长桁容易脱胶。另外,对II型试件而言,其 长桁上缘条与蒙皮分别由上、下螺栓同接头连接, 当受到拉伸载荷时,会在上缘条的螺栓连接处产生 剥离力矩,加速蒙皮/缘条界面的损伤。而I型试件 长桁、蒙皮的端头由同一螺栓与接头连接,因此可 以避免剥离力矩的产生。

3 **失效判据**

层压板是多相材料,其失效问题很复杂,主要包括单层板内的材料失效和层间的分层失效。其中单层板内的失效形式主要为基体开裂和纤维断裂,分层失效主要为层间拉伸分层失效和剪切分层失效等。 复合材料单层的失效准则采用 Hashin 判据,与通常的 Tsai-Hill,Tsai-Wu 判据相比,Hashin 判据^[8]的优点是与破坏模式直接对应,不同的破坏模式对应不同的判据。该判据由以下4个独立的判别式组成。

(1)纤维拉伸失效:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_{t}}\right) + \left(\frac{T_{12}}{S_{12}}\right) + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right) \ge 1, (\sigma_{11} \ge 0)$$

$$(1)$$

(2)纤维压缩失效:

$$\left. \frac{\sigma_{11}}{X_c} \right| \ge 1, (\sigma_{11} < 0) \tag{2}$$

(3) 基体拉伸失效:

$$\begin{pmatrix} \sigma_{22} + \sigma_{33} \\ \overline{Y_{i}} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \tau_{23}^{2} - \sigma_{22} \sigma_{33} \\ \overline{S_{23}^{2}} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \tau_{12} \\ \overline{S_{12}} \end{pmatrix}^{2} + \begin{pmatrix} \tau_{13} \\ \overline{S_{13}} \end{pmatrix}^{2} \ge 1,$$

$$(\sigma_{22} + \sigma_{33}) \ge 0$$

$$(3)$$

$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_c}\right) \left(\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right) + \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2S_{23}}\right)^2 + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \ge 1, (\sigma_{22} + \sigma_{33}) < 0$$
(4)

其中, X_{e} 和 X_{1} 是纤维方向的压缩和拉伸强度, Y_{e} 和 Y_{1} 是横向压缩和拉伸强度, S_{12} 、 S_{13} 、 S_{23} 分别是1 -2、1-3、2-3方向的剪切强度。

由于三维 Hashin 失效准则易于判断复合材料 层合板的失效形式,且形式较简单,在有限元计算 中得到了广泛应用。在 ABAQUS 分析软件中,纤维 增强复合材料初始损伤判据基于 Hashin 准则,该判 据考虑四种破坏机理:纤维拉伸、纤维压缩、基体拉 伸、基体压缩。本文将采用 Hashin 准则作为判断单 元失效的依据。

4 对接构件承载能力研究

4.1 有限元计算模型

研究壁板拉伸破坏时不考虑蒙皮/缘条界面的 失效,通过 Hashin 失效准则判断复合材料层合板的 破坏,进而预测出对接构件的承载能力以及螺栓载 荷分布情况。在2.1节有限元模型的基础上,加入 Hashin 失效准则模拟损伤,应用 Hashin 准则所需要 的复合材料的强度指标见表 2。同时删除模拟蒙 皮/缘条界面失效的内聚层,并将蒙皮上表面与缘 条下表面 Tie 约束。

4.2 数值模拟结果与分析

4.2.1 I型对接试件

通过非线性有限元分析,预测下壁板 I 型对接 试件的载荷-位移曲线如图 8 所示,可以看出当位 移加载到 1.870mm 时,试件达到最大承载载荷 310.9kN。





由 I 型试件蒙皮/缘条界面的研究(2.2.1节) 可知,在位移加载到 3.360mm 时,蒙皮和长桁在结 构中心处开始脱胶,但是结构在位移为 1.870mm 时,就已经达到最大承载载荷 310.9kN,即结构拉伸 破坏在壁板脱胶之前发生,说明"上"字形对接型材 的最终失效形式为结构拉伸破坏,结构能够承受 310.9kN 的最大载荷。

为方便分析,将模型中的螺栓进行编号(图3)。 由有限元计算结果可知,螺栓主要受到沿加载方向 的力,受力形式类似双剪。分别提取各螺栓与连接 元件沿加载方向的接触力,进行强度校核。图9是 连接元件对各螺栓的挤压力-位移曲线,其中F₁是 "上"字形接头对螺栓的挤压力,F,是长桁下缘条对 螺栓的挤压力,F₃是蒙皮对螺栓的挤压力,F₄是对接 带板对螺栓的挤压力。根据连接元件对螺栓的挤 压力-位移曲线(图9),在结构达到最大载荷前, "上"字形接头对螺栓的挤压力 F₁始终大于对接带 板对螺栓的挤压力 F_4 ,所以螺栓的最大剪力为 F_{10} 在 I 型试件受拉伸载荷时,2 号、3 号螺栓所受的最 大剪力为 21.8kN。HST12 钛合金高锁螺栓的最小 剪切破坏强度为 646MPa, 选用螺栓半径均为 4.8mm,那么其最小破坏剪力为46.7kN。通过比较 可知所选螺栓的最大剪力都远小于其最小破坏剪 力,说明螺栓不发生破坏。



民用飞机设计与研究 Civil Aircraft Design & Research

另外,从数值模拟的结果来看,螺栓孔有明显 的应力集中,在螺栓孔挤压面损伤程度最高,如图 10所示。当位移加载至1.363mm时,蒙皮0°层在4 号螺栓孔处开始出现压缩损伤,这时蒙皮对4号螺 栓的挤压力开始减小(图9)。此后,随着加载位移 的增加,蒙皮0°层在1号、3号、2号螺栓孔先后出 现了压缩损伤,蒙皮对螺栓的挤压力-位移曲线也 在对应的位移处出现下降,说明对I型试件施加拉 伸载荷后,首先是零件端头4号螺栓承担主要载荷, 当4号螺栓孔处的蒙皮出现损伤后,蒙皮的载荷主 要由距零件端头最远的螺栓承担。







(b) 失效纤维 图 10 不同位移下的蒙皮 0°层损伤

4.2.2 II 型对接试件

II型试件蒙皮/缘条界面的计算结果(2.2.2 节)表明,试件蒙皮/缘条界面在位移为0.942mm 时出现损伤。图 11 为 II 型试件在拉伸载荷下的 载荷-位移曲线,可以看出此时"土"字形对接构件 远没有达到最大载荷,说明对于 II 型试件,壁板脱 胶发生在结构拉伸破坏之前,在试件被拉坏前,蒙 皮和长桁在结构端头两侧角点处就已经开始脱 胶,所以 II 型试件最终承载能力为壁板脱胶时的 载荷 159.7kN。





II 型试件的螺栓编号见图 3,同样提取各螺栓沿加载方向的接触力,进行强度校核。图 12 是连接 元件对各螺栓的挤压力-位移曲线,其中 F₁是"土" 字形接头对螺栓的挤压力,F₂是长桁缘条对螺栓的 挤压力,F₃是蒙皮对螺栓的挤压力,F₄是对接带板对 螺栓的挤压力。





图 12 作用于螺栓的挤压力

从非线性有限元数值模拟结果可知,位于"土" 字形接头上缘条的螺栓(5号、6号)单剪受力,壁板 脱胶前,上缘条6号螺栓承受的剪力最大约为 4.9kN,其半径均为4mm,最小破坏剪力为32.5kN, 比较可知接头上缘条螺栓没有损坏。对于下缘条 处的螺栓(1号~4号),其受力形式为双剪,1号螺 栓承受剪力最大为10.9kN,下缘条选用的螺栓半径 均为4.8mm,最小破坏剪力为46.7kN,因此下缘条 螺栓也没有损坏。

作用于螺栓的挤压力曲线(图 12)说明,对于接 头上缘条的螺栓,主要载荷首先由距零件端头最近 的6号螺栓承担,下缘条则是由距离零件端头最远 的1号螺栓承担,并且连接元件对下缘条螺栓的挤 压力大于上缘条螺栓,载荷主要通过下缘条螺栓传 递给接头。当位移加载到0.940mm后,蒙皮对1号 螺栓的挤压力有所下降,表明该处螺栓孔已经出现 破坏。

结合上述数值计算结果,发现拉伸载荷下,I、II 型试件的最终失效模式存在差别,即I型试件为结 构拉伸破坏,II型试件为壁板脱胶。由于II型试件 在结构未达到破坏载荷前就已经出现了蒙皮、长桁 脱胶的情况,导致II型试件的最终承载能力明显小 于I型试件,大小约为其一半。

5 **结论**

复合材料关键连接区(复合材料与金属混合连接区)的破坏形式较为复杂,不同的结构形式、尺寸比例都会影响到连接区最终的连接强度和失效模式。本文针对机翼下壁板的对接,设计了"丄"字形和"土"字形两种对接形式,在 ABAQUS 软件环境中对其进行分析,得到以下结论:

(1)对于I型试件("丄"字形型材对接),其蒙 皮/缘条界面的初始断裂发生在壁板端头中心处, 即"丄"字形对接的对称面上。对于Ⅱ型试件 ("土"字形型材对接),蒙皮/缘条界面损伤起始于 结构端头两侧角点处,并且Ⅱ型试件的界面损伤早 于I型试件。

(2)Ⅰ、Ⅱ型试件的最终失效模式有所不同,Ⅰ型 试件为结构拉伸破坏,Ⅱ型试件为壁板脱胶失效。 过早出现壁板的脱胶导致了Ⅱ型试件的最终承载 能力明显小于Ⅰ型试件,大小约为Ⅰ型试件的一半。

(3)本文描述复合材料外翼、中央翼对接结构 细节设计的一种方法。首先通过内聚力模型研究

民用飞机设计与研究 Civil Aircraft Design & Research

壁板蒙皮/缘条界面的失效,在此基础上加入复合 材料 Hashin 失效准则研究对接结构的承载能力,并 校核紧固件强度,最终得出对接结构的失效模式, 从而为复合材料关键连接区的细节设计提供一种 思路。

参考文献:

[1]杨乃宾,章怡宁.复合材料飞机结构设计[M].北京: 航空工业出版社,2002:144-145.

[2]张讯. 国外民用客机外翼、中央翼对接结构综述与分析 [J]. 民用飞机设计与研究, 2009(3): 1-3.

[3]姜云鹏, 岳珠峰. 单剪螺栓连接复合材料叠层板螺栓孔 周边应力场分布[J]. 机械强度, 2006, 28(2): 271-275.

[4]I. S. Raju, R. Sistla and T. Krishanmurthy. Fracture me-

(上接第28页)

3.2 操纵系统传动比

在系统最初设计时,系统往往将输入力和位移 的关系设计成为线性的关系。然而在机械系统中, 尤其是存在杆系机构的系统,其输入位移和传感器 位移的关系通常都是非线性的。因此,在初期使用 仿真的手段对位移特性进行判断是非常有用的。





在杆操纵系统中,由于传感器系统内部为齿轮 传动,可认为从输入轴到感觉力弹簧之间的传动比 是线性的,即传感器摇臂的角位移输入和力矩输出 之间的关系是线性的。因此,只需要对驾驶杆到传 感器输入轴之间的传动比进行仿真和分析。

系统传动比γ=驾驶杆位置/传感器输入轴摇臂 位置,但由于驾驶杆位置为0时,对应传感器输入轴 摇臂也为0,此时无法求解得系统传动比。因此,在 仿真时使用驾驶杆旋转角速率和模块输入轴角速率 之比进行计算。驾驶杆位置和系统传动比对应关系 chanics analyses for shin-stiffener debonding [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1996, 54(3):371-385.

[5] Jeff W. H. Yap, Murray L. Scott, Rodney S. Thomson, er al. The analysis of skin-to-stiffener debonding in composite aerospace structures [J]. Composite Structures, 2002, 57:425 -435.

[6] R. Jones, H. Alesi. On the analysis of composite structures with material and geometric non-linearities [J]. Composite Structures, 2000, 50:417-431.

[7] Q. D. Yang, K. L. Rugg, et al. Failure in the junction region of T-stiffeners: 3D-braided vs. 2D tape laminate stiffeners
[J]. International Journal of Solids an Structures, 2003, 40: 1653-1668.

[8]杜凯, 矫桂琼, 王翔. 含离散源损伤复合材料加筋板的 拉伸特性[J]. 复合材料学报, 2008, 25(4): 182 - 186.





图 9 驾驶杆位置和系统传动比对应关系

4 结论

本文通过对驾驶杆纵向操纵系统的动力学仿 真结果的分析,并将结果与真实台架试验分析报告 对照,证明建立的系统模型是能反应真实的系统运 动学和动力学特性的;同时,经过对模型的反复修 改和优化,进一步深入了解操纵系统的特性,也充 分认识到动力学仿真对于操纵系统的重要性。

参考文献:

[1] 林丰俊. CRJ200 飞机飞行操纵系统设计分析[J]. 民用 飞机设计与研究,2001(4):32-39.

[2] 李浩,王海燕. 电传操纵系统在民用客机中的新发展 [J]. 中国民航学院学报,2000(6):8-11.

[3] 宋祥贵,张新国. 电传飞行控制系统[M]. 北京:国防工 业出版社,2003,1.

[5] 李苏红,刘记. 基于 CATIA V5 的四连杆机构参数化设计及其运动仿真[J]. 长春理工大学学报,2009(6):181-183.