

# 民用飞机外翼、中央翼下壁板 对接结构分析及试验研究

## Structural Analysis and Experiment Study on Lower Panels' Joint of the Wing and Center Wing for Civil Aircraft

张 讯 刘 婷 汤 平 / Zhang Xun Liu Ting Tang Ping

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘 要:

对接结构设计是飞机机翼结构设计的重要环节,其设计的优劣关系到飞机的使用寿命和安全性能。在分析国外先进民用客机外翼与中央翼对接结构型式的基础上,设计了两种机翼下壁板与对接肋的连接型式,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 ANSYS 研究拉伸载荷下对接结构的承载能力,根据计算结果针对对接型式进行试验研究,研究其破坏模式及钉载分配。最后,比较分析了两种不同结构型式的破坏模式和载荷分配,为关键连接区的结构细节设计提供方法支持。

**关键词:** 复合材料;机翼下壁板;对接肋;对接;有限元分析

[Abstract] The design of wing connection joint is one of the major parts in an aircraft wing design. The quality of the joints plays an important role in the operation safety and use life of an aircraft. Based on the center-outer wing connection joint design of foreign advanced civil aircrafts, two joint specimens were designed for the wing lower panels and joint rib. The connect 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 ANSYS. The research results indicated the debonding starting position of different joint specimens. The bearing capacity of joint specimens under pulling force 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 two structural failure modes and load quantum.

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

## 0 引言

复合材料的大量使用已经是飞机结构设计的趋势。复合材料具有许多传统材料无法比拟的优异性能,如轻质、高比强度以及可设计性等。目前复合材料主承力结构与其它材料结构之间大多仍采用机械连接,但是机械连接如螺栓连接、铆接等均存在结构损伤、孔边分层等缺点,因此研究复合材料与其它材料连接的结构型式及载荷分配对飞机设计具有重要作用。

为了满足机翼的外形设计和制造要求,大部分

民用客机在外翼根部与中央翼连接处设置分离面<sup>[1]</sup>。在分离面处一般设置有一个关键肋进行机翼、机身的对接,对接肋需要传递外翼的弯矩和扭矩,其中弯矩转化为外翼上下壁板的轴力通过对接肋缘条传到中央翼的上下壁板,扭矩形成剪流通过对接肋腹板传递到机身上。因此对接肋是机身与机翼连接的枢纽,是连接飞机外翼和中央翼的重要对接结构,这个区域受力复杂、载荷大,其壁板对接结构的设计和分析是设计对接肋的基础,研究复合材料对接结构的型式和传力分布是飞机对接肋设计的关键环节。本文针对民用飞机外翼、中央翼下

壁板对接结构进行了力学分析和试验研究,对后续飞机的详细设计提供了重要的数据支持,具有重要意义<sup>[2]</sup>。

## 1 中央翼下壁板对接结构设计

中央翼下壁板对接结构是对接结构设计的重要基础,通过全机受力分析,外翼弯矩转化为上下壁板的轴力,外翼下壁板根部在对接处产生很大的拉伸载荷,这些载荷通过下壁板对接结构传入中央翼下壁板。

通过对国外先进飞机的对接结构进行设计分析,本文设计了两种不同的下壁板对接结构,分别为结构方案一和结构方案二。

### (1) 结构方案一

下壁板对接肋采用“土”字型材下缘条、对接带板将外翼下壁板、中央翼下壁板在根部进行对接。长桁上表面和下表面分别与“土”字型材上下边边进行连接,如图1所示。

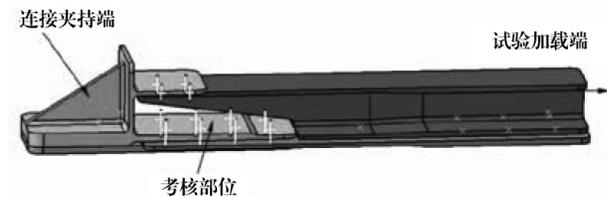


图1 方案一结构型式

### (2) 结构方案二

对接肋通过“T”字型材下缘条、对接带板将外翼下壁板、中央翼下壁板在根部进行对接,长桁端头在根部进行斜削后一同伸入对接结构进行连接,如图2所示。

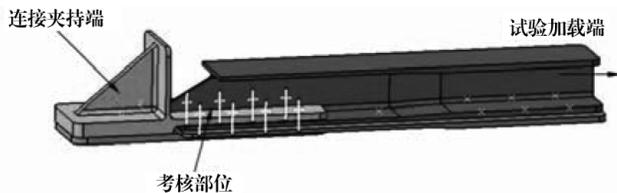


图2 方案二结构型式

上述结构试验件的长桁、蒙皮、对接接头、螺栓所采用的材料和材料性能如表1所示。

## 2 下壁板对接结构的有限元分析

### 2.1 建立有限元分析模型

本文采用商用有限元分析软件 ANSYS 对结构试验件进行分析,由于两个方案的计算相同,这里选取结构方案一进行计算方法介绍,如图3所示。

表1 各零件所用材料模型及具体参数值

零件	材料	材料模型	具体参数
长桁	复合材料	线弹性正交异性弹性模型	$E_{11} = 105\text{GPa}$ , $E_{22} = 52\text{GPa}$ , $E_{33} = 10\text{GPa}$ , $\nu_{xy} = 0.36$ , $\nu_{yz} = 0.4$ , $\nu_{xz} = 0.02$ , $G_{xy} = 4.49\text{GPa}$ , $G_{yz} = 3.12\text{GPa}$ , $G_{xz} = 4.49\text{GPa}$
蒙皮	复合材料	同上	同上
接头	7050-	各向同性的双线性模型	$E = 70\text{GPa}$ , $\nu = 0.3$ , $\sigma_s = 469\text{MPa}$ , $E_t = 0.38\text{GPa}$
高锁螺栓	TC4	同上	$E = 110\text{GPa}$ , $\nu = 0.3$ , $\sigma_s = 800\text{MPa}$ , $E_t = 1.29\text{GPa}$

(1) 建立模型:通过 CATIA V5 R18 与 ANSYS 12.0 的接口,将试件模型导入到 ANSYS 中。

(2) 有限元单元选择:缘条、接头、螺栓、长桁、蒙皮选取 Solid45 单元(8 节点六面体单元),接触单元选取目标单元 TARGET170 和接触单元 CONTACT173。

(3) 材料模型赋予:缘条、接头、螺栓为金属材料选用各向同性双线性模型,需输入弹性模量、屈服应力、切线模量;蒙皮、长桁为复合材料件简化选用线弹性正交异性模型,需输入  $E_x$ 、 $E_y$ 、 $E_z$ 、 $\nu_{xy}$ 、 $\nu_{yz}$ 、 $\nu_{zx}$ 、 $G_{xy}$ 、 $G_{yz}$ 、 $G_{zx}$ (通过选用 solid46 单元,定义各层厚度、材料、铺向角,通过数值试验各向拉压、剪切,计算出整体蒙皮和长桁等效的三向材料性能参数)。

### (4) 结构网格划分

运用有限元软件自带的网格划分方法如映射、扫略等进行网格划分,划分后的网格如下图3所示。

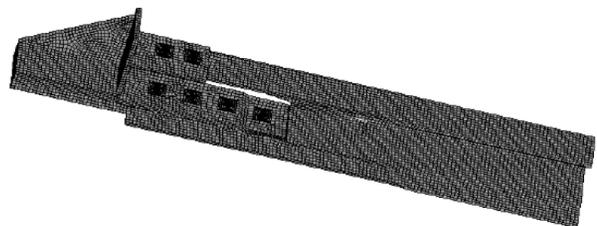


图3 有限元计算模型

### (5) 加载和约束

根据分析,中央翼下壁板承受拉伸载荷,为分析连接件的拉伸极限载荷,考虑到试件在拉伸过程中可能会发生屈曲失稳,需约束固定端区域和拉伸载荷施加端的除载荷轴向外的两个自由度。在仿真计算过程中,对蒙皮和长桁在加载端的接触处进行绑定约束<sup>[3]</sup>。如图4所示。

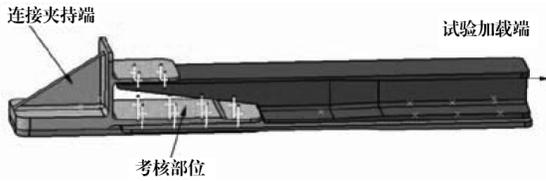


图4 试验件加载示意图

(6) 计算求解

因为该计算模型为非线性(接触)模型,同时材料也为非线性,因此采用非线性迭代求解<sup>[4]</sup>。

通过后处理查看应力和应变云图,7050、TC4 对应的破坏等效应力分别为 524MPa、1 100MPa,复合材料对应的失效应变为 0.01,构件的破坏载荷为任一零件失效对应的最小载荷。对于试件“土”字型试验件通过计算,得出在载荷 414kN 下,铝接头缘条刚好发生破坏,其它部件没有达到破坏应变或破坏应力值,对于试件“T”字型试验件进行计算,得出在载荷 863kN 下,铝接头缘条刚好发生破坏,其它部件没有达到破坏应变或破坏应力。

图 5~图 12 分别说明了方案一和方案二结构试验件计算的应变云图及零件的应变云图,通过云图可以了解结构承载的破坏位置和应力分布。

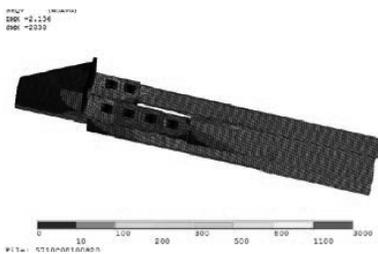


图5 I型试件整体应变云图

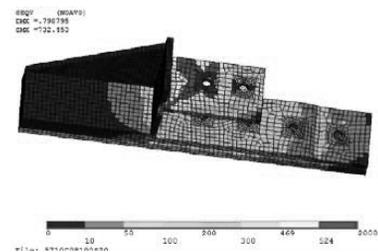


图6 缘条应变云图

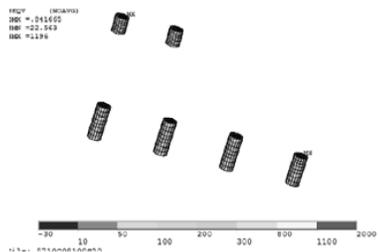


图7 螺栓应变云图

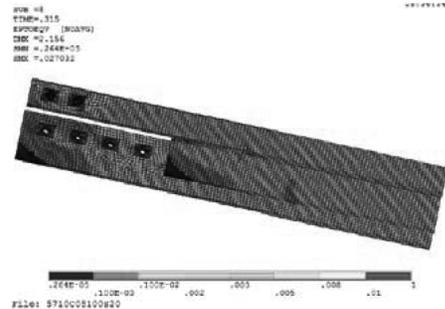


图8 长桁孔边应变云图

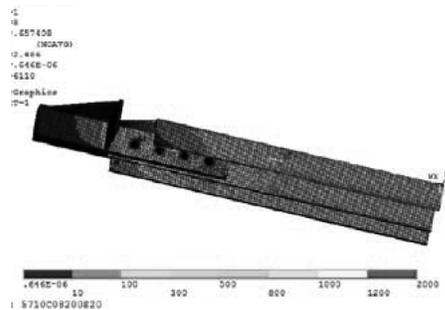


图9 II型试件整体应变云图

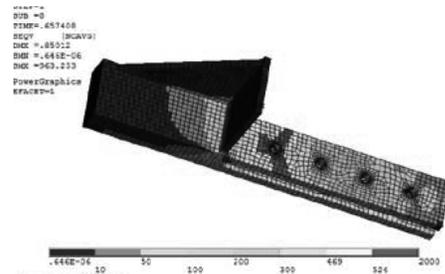


图10 缘条应变云图

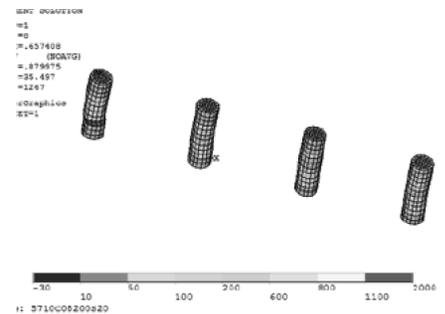


图11 螺栓应变云图

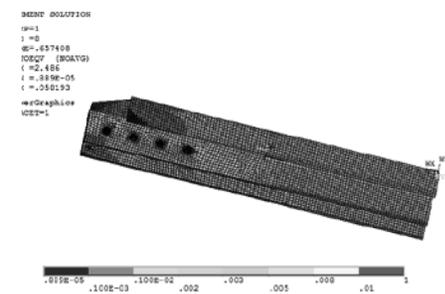


图12 蒙皮和长桁应变云图

## 2.2 试验及试验分析

通过大型拉伸试验机对两种结构多组试验件进行试验,得出两种结构型式的破坏载荷,经过试验得出的结构破坏载荷如表 2 所示。试验件破坏现场图如图 13 所示。

表 2 各试验件破坏载荷

试件形式	编号	破坏载荷/kN	平均抗拉强度/kN
“土”字型材	01	540	511.7
	02	500	
	03	495	
“T”字型材	01	565	551.7
	02	540	
	03	550	



图 13 试验件破坏现场图

(1) 试验破坏载荷分析:从表 2 中平均破坏载荷来看,“T”型试验件的抗拉强度比“土”型抗拉强度高 7.8%。

(2) 试验破坏结果与有限元理论分析对比:通过图 14 有限元计算和图 15 试验破坏位置及破坏模式对比,说明方案一结构承担最大的载荷位置为“土”字型材上立边连接第一排钉的位置,钉的载荷也是最大的,相当于承担了 4 排钉载荷的 40%。通过图 16 有限元计算和图 17 试验破坏位置及破坏模式对比,说明方案二结构承担最大的载荷位置为“T”字型材缘条根部连接第一排钉的位置,钉的载荷也是最大的,相当于承担了 4 排钉载荷的 40%。方案一破坏的结构为复材挤压破坏和螺栓剪切破坏,方案二结构破坏为铝合金结构破坏。试验结果与有限元分析结果基本吻合。

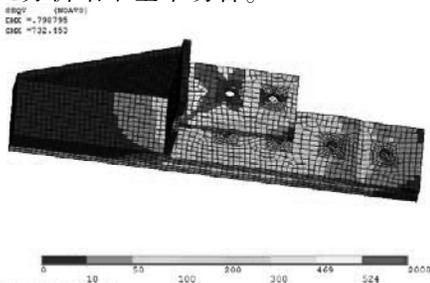


图 14 方案一缘条应变云图

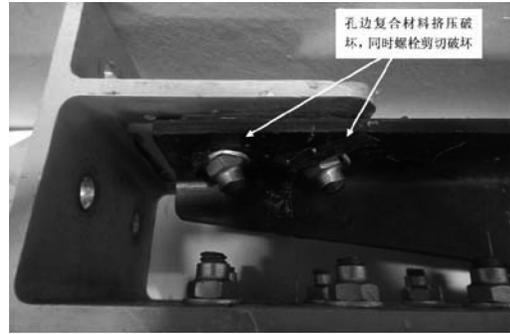


图 15 方案一结构破坏位置

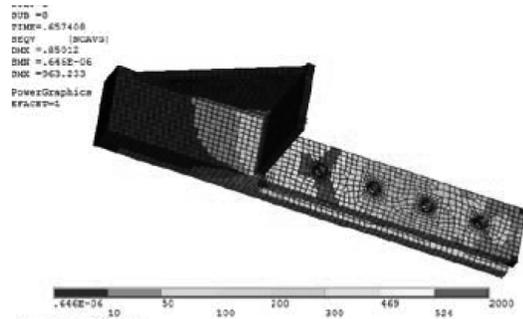


图 16 方案二缘条应变云图

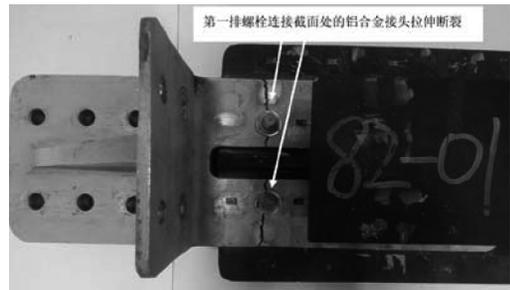


图 17 方案二结构破坏位置

(3) 试验中出现的单个“土”字型材试验件与其他同组试验件破坏位置不一样的情况可能是试验夹具压缩时发生偏移导致的,为试验偶发性,不影响试验分析结论。如图 18 所示。



图 18 试验件破坏情况

通过以上的试验和分析对比可以看出,对于“土”字型结构,破坏模式为长桁与接头连接处复合材料挤压破坏,同时螺栓明显挤压变形,接头与蒙皮第四螺栓连接处的蒙皮纤维发生纤维拉伸断裂。对于“T”型结构,都是第一排螺栓连接截面处的铝合金接头拉伸断裂,连接螺栓有明显的弯曲或剪切

变形,铝合金连接板与复合材料之间有约 5mm 的相对位移。

### 3 结论

通过试验明确了不同对接型式的破坏模式,不同对接结构型式的破坏载荷和承载能力,这对飞机下壁板对接结构的选型和钉连接的设计具有重要的参数支持。试验对飞机结构设计具有重要意义,具体表现在以下几个方面:

(1)破坏模式:“土”字型连接型式的破坏模式为第四排螺栓纤维拉伸断裂破坏及长桁和接头连接处孔边复合材料纤维挤压破坏,而“T”型连接型式的破坏模式为第一排钉载所在截面铝合金接头拉伸断裂;

(2)破坏载荷:各类试验件的破坏载荷的变异系数最大的为 4.8%,对比不同连接型式的试验件

平均破坏载荷,“T”型试验件的抗拉强度比“土”型抗拉强度高 7.8% ;

(3)经过分析和试验对比,最终选择下壁板对接方式为“T”字型材对接结构。

#### 参考文献:

- [1] 张讯,等. 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.
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 10 册:结构设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2000.
- [3] 崔卫军,等. 复合材料机翼下壁板对接区设计与分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2012,3:49-50.
- [4] 汤平,等. 民用飞机中央翼复合材料上壁板与 1#肋对接选型研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2012(增刊):99-101.

(上接第 16 页)

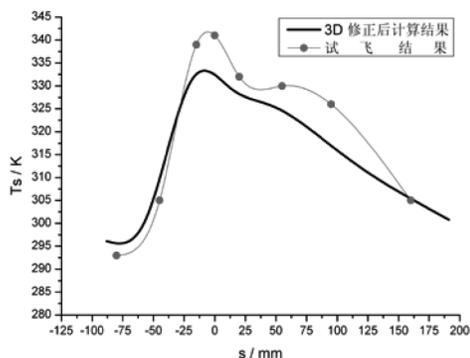


图 10 修正后 3D 模型计算及试飞结果对比

通过修正后 3D 模型表面温度计算结果与试飞结果分析对比可以看出,修正后 3D 模型计算结果与试飞结果吻合良好。因此本文中提出通过 2.5D 模型验证机翼防冰系统性能的分析方法有效可行,从而可对较多状态点下 3D 模型的计算结果进行分析修正,以为系统自然结冰试飞提供数据支持,并为最终评估机翼防冰系统的性能提供依据。

### 5 结论

本文中介绍了某型客机机翼防冰系统性能的验证思路,即通过采用 2.5D 试验模型验证三维机翼防冰系统性能的分析方法。

文中通过进行计算、试验结果分析,采取举例方式说明了方法的有效性。即首先选取一个典型状态点分别进行了 2.5D 及 3D 模型的性能计算,同

时进行了相同状态点时 2.5D 模型的冰风洞试验结果分析,最后将 2.5D 模型表面温度分布的计算结果与冰风洞试验结果进行对比分析,修正了对应 3D 模型的计算结果,同时将修正后 3D 模型表面温度分布计算结果与试飞结果进行了对比,验证了本文中所提出机翼防冰系统验证思路的正确性,修正后 3D 计算分析结果可为机翼防冰系统自然结冰试飞提供更可靠的数据支持。

#### 参考文献:

- [1] Wright W B. User Manual for the NASA Glenn Ice Accretion Code Lewice Version 2. 2. 2. NASA - CR - 2002 - 211793, 2002.
- [2] Morency F, Beaugendre H, Baruzzi G S, et al. FENSAP-ICE: A Comprehensive 3D Simulation System for In-flight Icing. AIAA-2001-2566, 2001
- [3] AC20-73A, Aircraft Ice Protection, 2006.08.16.
- [4] 中国民用航空局. CCAR-25-R3 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[S]. 中国:中国民用航空局, 2001.
- [5] Kays, F. M. and Crawford, M. E. Convective Heat and Mass Transfer. 2nd Edition, McGraws - Hill Book Company, New York, 1980.
- [6] 裘雯娟,韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 第一版. 北京:航空专业教材编审组,1985.