

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2018.02.019

# 民用飞机机翼下壁板连接强度试验方案研究

## Experiment Scheme on Wing Lower-Panel Attachment for Civil Aircraft

叶聪杰 龚德志 陆慧莲 / YE Congjie GONG Dezhi LU Huilian

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘 要:

机翼的连接是飞机结构设计中最重要的一环,在理论分析的基础上,往往需要通过试验验证其强度性能。在机翼下壁板的连接试验中,试验件的设计往往忽略了翼根肋腹板的支持和上反角的影响。通过有限元软件,建立三个模型,就翼根肋腹板及上反角对下壁板连接的影响进行对比分析。结果表明,若试验件忽略翼根肋腹板和上反角,其变形、应力分布和紧固件载荷分配均与实际不相符。建议机翼下壁板的连接试验件考虑实际构型,设计合理的夹具进行加载试验。

**关键词:** 机翼下壁板; 连接; 翼根肋; 上反角

**中图分类号:** V224

**文献标识码:** A

**[Abstract]** The specimen of wing lower-panel attachment is designed without root rib and dihedral angle generally, but these two elements may influence the consequence of the lower-panel attachment test. This paper sets up three models by CAE (computer aided engineering) in order to evaluate the effect of the root rib and dihedral angle. The analysis results show that stress fringe and load distribution of fasteners has a great difference with the real structure on deformation without the two elements. This paper recommends that it is essential to design the specimen of lower-panel attachment concerned with the real structure.

**[Keywords]** wing lower panels; connection joint; root rib; dihedral angle

## 0 引言

机翼的连接是飞机结构设计最重要的环节之一<sup>[1-3]</sup>,集中承受了整个外翼传递来的弯矩、扭矩以及剪力的耦合效应,疲劳因素尤为重要。从机翼根部连接的受力来看,拉伸载荷作用在机翼下壁板的连接处,疲劳强度应是其设计重点。现代成熟的民机结构下壁板连接形式主要采用垫板式的连接,如图1、图2所示。由于机翼下壁板连接的复杂性以及疲劳可靠性要求,理论分析往往需要辅以试验验证其强度性能。

目前,机翼下壁板连接试验的设计忽略了外翼上反角的影响以及翼根肋的支持作用。然而,外翼上反角产生局部弯矩和翼根肋的支持均会对下壁板连接区的应力分布造成不同的影响。本文通过

PATRAN/NASTRAN 有限元软件,就上反角和翼根肋对下壁板连接区静强度试验的影响进行分析。

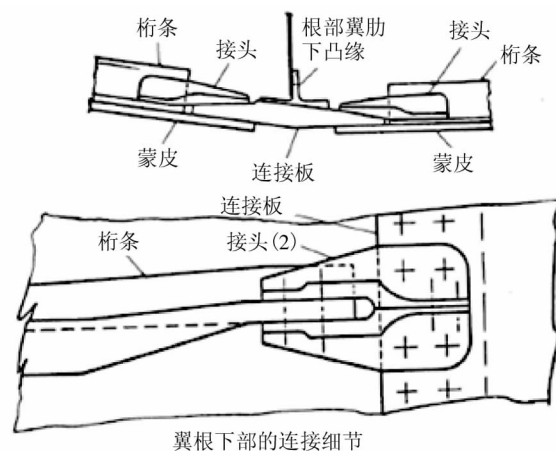


图1 机翼下壁板连接形式<sup>[1]</sup>

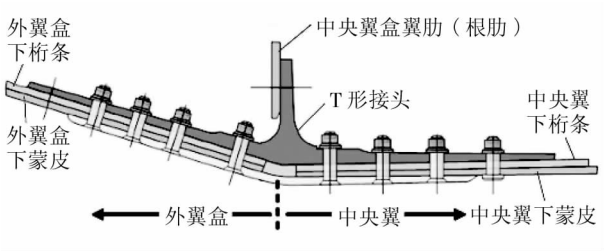


图 2 机翼下壁板连接形式 II<sup>[4]</sup>

1 模型说明

本文选用典型的机翼下壁板连接形式 II 作为研究对象,外翼一侧与中央翼一侧的壁板载荷交

换是通过翼根肋缘条和下对接带板进行的,长桁在翼根处进行斜削,导致长桁载荷的形心在翼根处发生变化,因此会在翼根连接区形成局部的弯矩。此外,由于外翼上反角的存在,外翼沿长桁方向的载荷在翼根处分解,一部分与中央翼沿长桁方向的载荷平衡,另一部分传递至翼根肋腹板上,若无翼根肋的支持,则会放大翼根连接区的载荷。根据翼根下壁板连接的载荷传递特性,设计三种状态的试验件,见表 1。模型 3 是最接近真实状态的构型,但模型 1 和模型 2 在试验中往往较容易实现加载。

表 1 三种下壁板连接试验件设计

模型	翼根肋	上反角	试验件示意图
模型 1	×	×	
模型 2	√	×	
模型 3	√	√	

模型中各零件材料均为铝合金。紧固件均采用 CFAST 进行模拟,紧固件刚度根据 PATRAN 提供的“Huth Hi-Lok in metal”计算。

2 计算结果对比分析

2.1 变形及内力

三个模型“Z”向的变形和内力对比分别如图 3、图 4 和图 5 所示,内力对比见表 2。

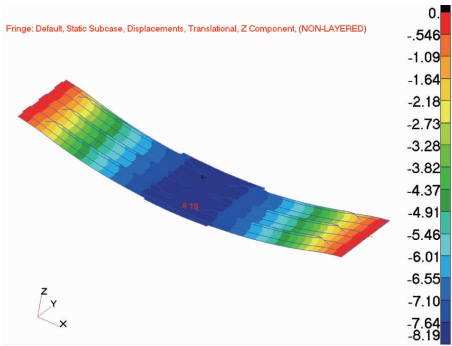


图 3 模型 1“Z”向变形

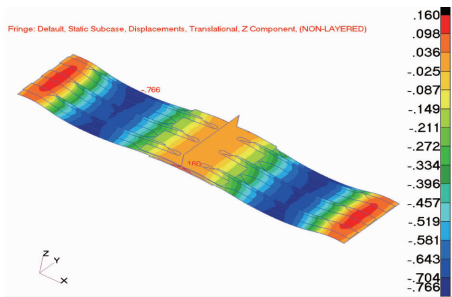


图 4 模型 2“Z”向变形

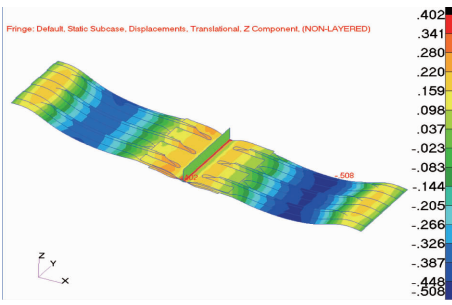
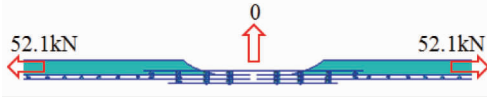
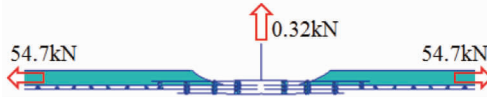
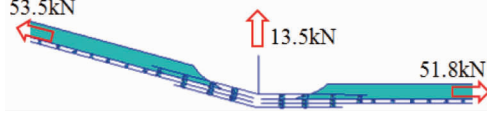


图 5 模型 3“Z”向变形

表 2 模型内力对比

模型	内力
模型 1	
模型 2	
模型 3	

由于模型 1 无面外约束,其“Z”向变形远高于模型 2 和模型 3;模型 2 与模型 3 无论是“Z”向变形还是波形都较为相似。

模型 2 的内力要高于模型 1 和模型 3,表明模型 2 沿 X 向的刚度较大;模型 1 和模型 3 内力接近,但模型 3 由于上反角的影响,翼根肋腹板的内力远高于模型 1 和模型 2,造成外翼一侧内力高于中央翼一侧。

## 2.2 应力分布

翼根连接区应力分布对比如图 6 ~ 图 9 所示。

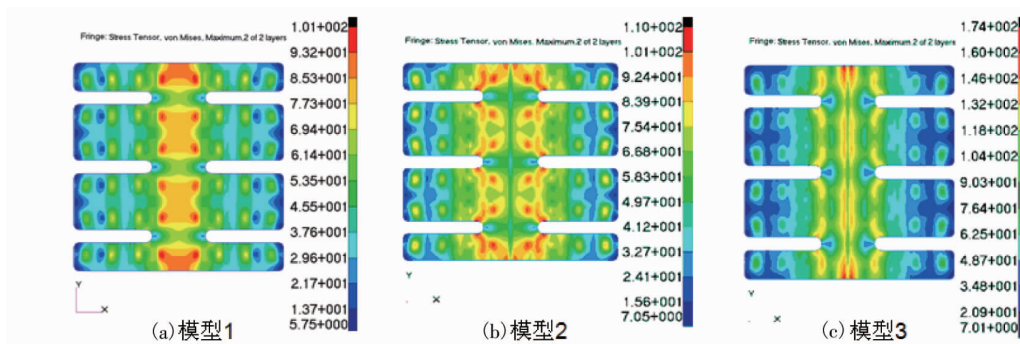


图 6 翼根肋缘条应力分布

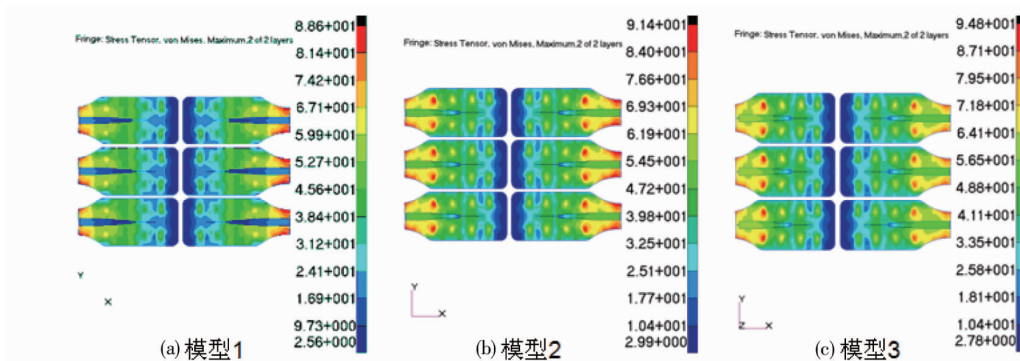


图 7 长桁应力分布

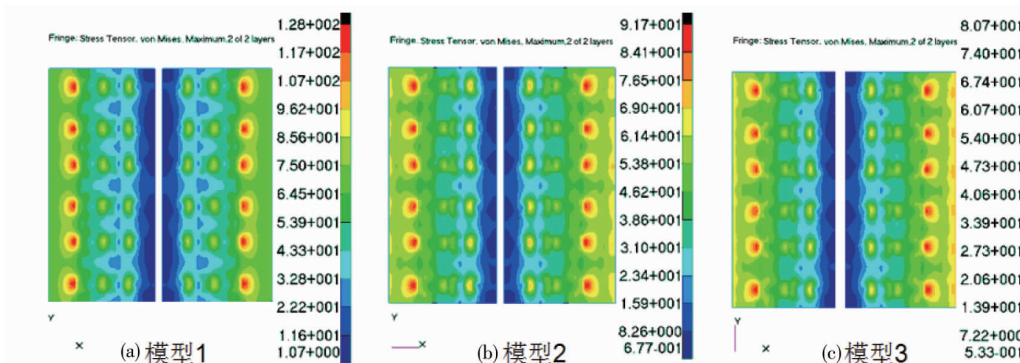


图 8 蒙皮应力分布

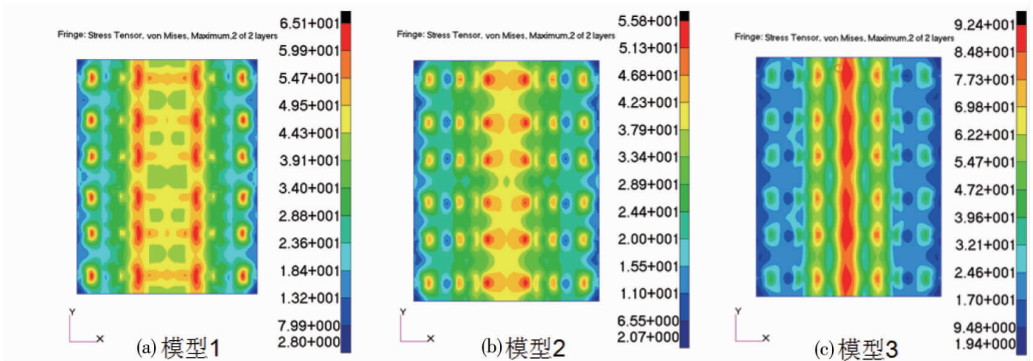


图 9 下对接带板应力分布

模型 3 中,翼根肋缘条在与肋腹板相交位置应力达 174 MPa,远高于模型 1 和模型 2,从表 2 的变形对比可以看出,模型 3 在相交处的变形较大。且由于变形的原因,模型 3 中翼根肋缘条缺口处的应力也远高于模型 1 和模型 2,达 140 MPa 左右。

三个模型中,长桁变截面 R 区处应力基本相当,紧固件位置的高应力排布为:模型 3 > 模型 2>模型

1;与之相反,蒙皮上紧固件位置的高应力排布为:模型 1>模型 2 > 模型 3。

模型 3 中,下对接带板对称面处的应力由于局部变形导致较高的弯曲应力,在紧固件位置的高应力也高于模型 1 和模型 2。

2.3 紧固件载荷分配

翼根连接区紧固件的载荷分配对比见表 3。

表 3 紧固件载荷分配

模型	紧固件载荷分配			
模型 1	外翼一侧		中央翼一侧	
	9.58	10.42	12.09	12.73
	9.16	9.90	12.08	12.75
模型 2	外翼一侧		中央翼一侧	
	14.27	14.64	14.87	14.73
	12.60	13.04	14.38	14.84
模型 3	外翼一侧		中央翼一侧	
	15.03	15.37	15.71	14.64
	13.12	13.50	14.79	14.33

长桁

蒙皮

下对接带板

表示紧固件

单位 :kN

表示紧固件



从表 3 可看出,模型 1 的紧固件载荷分布明显区别于模型 2 和模型 3,具体表现为:

模型 1 中翼根肋缘条的紧固件总载荷相比于模型 2 和模型 3 偏小,而下对接带板的载荷则偏大;

模型 1 中长桁和蒙皮的紧固件载荷基本相当,而模型 2 和模型 3 中长桁的紧固件载荷明显高于蒙皮;

模型 2 和模型 3 的紧固件载荷分配关系较为接近。

三个模型中疲劳危险细节的紧固件载荷分配比例对比如图 10 所示,模型 2 和模型 3 中的载荷分配比例较为接近,与模型 1 中有一定差别。

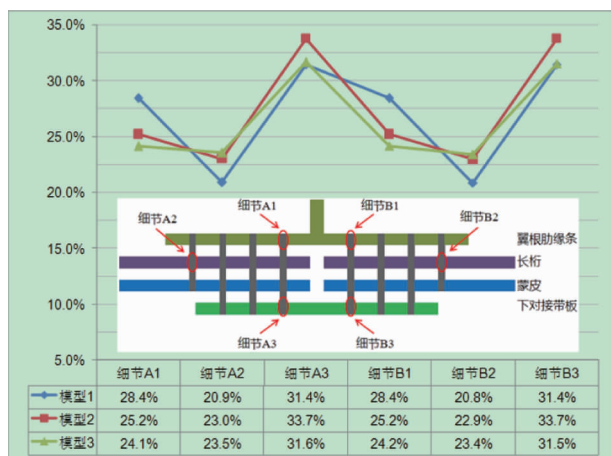


图 10 疲劳危险细节紧固件载荷分配比例

### 3 结论

本文基于三个模型,对翼根处机翼下壁板连接静强度进行了分析,对比其变形、应力分布以及紧固件载荷,得到以下结论:

1) 在不考虑翼根肋腹板的支持及上反角影响的情况下,结果显示无论是变形、应力分布还是紧固件载荷分配比例都与实际情况不同;

2) 在考虑翼根肋腹板的支持,但不考虑上反角影响的情况下,结果显示变形、应力分布以及紧固件载荷分配比例与实际情况较为接近,但无法模拟外翼一侧由于上反角引起的应力分量;

3) 在进行翼根处机翼下壁板连接强度试验设计时,应根据实际结构的形式充分评估面外支持和结构偏角等因素对试验的影响,合理设计试验方案。

#### 参考文献:

- [1] 牛春匀. 实用飞机结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社,2008;367.
- [2] 航空航天工业部第六四〇研究所. MD-82 飞机设计分析[M]. 北京: 航空工业出版社,1990;191 - 193.
- [3] 牛春匀. 实用飞机结构应力分析及尺寸设计[M]. 北京: 航空工业出版社,2009;327.
- [4] 宋静波. 飞机构造基础[M]. 北京: 航空工业出版社,2011;20.

#### 作者简介

叶聪杰 男,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机结构强度设计;E-mail: yecongjie@comac.cc

龚德志 男,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机结构强度设计;E-mail: gongdezhi@comac.cc

陆慧莲 女,本科,高级工程师。主要研究方向:民用飞机结构强度设计;E-mail: luhuilian@comac.cc