

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2017.02.010

飞机机翼-机身连接结构受力特性 分析研究

Research on Mechanical Behavior of Connection between Wing and Fuselage

叶聪杰 杜艳梅 于振波 / YE Congjie DU Yanmei YU Zhenbo

(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-机身连接结构作为飞机设计中最重要的一环,应当准确分析其受力特性,合理设计其连接结构。基于有限元计算结果对 A、B 两种机翼-机身连接结构形式进行受力特性研究,分析表明 B 结构的机翼后梁后梯形板(或 A 结构前三角板)分担了部分载荷,减轻了后梁站位加强框承受的载荷。B 结构连接刚度相对柔性,减小了后梁处协调变形的影响。A 结构设计了后三角板,通过后三角板将起落架部分机构与机身的连接,后三角板分担了部分起落架载荷,对于机身的内力均匀分布是有利的。

关键词: 受力特性;梯形板;有限元分析

中图分类号: V214.1+1

文献标识码: A

[Abstract] The connection between wing and fuselage is very significant in aircraft design. It is necessary to study on mechanical behavior at Wing-Fuselage connection. This paper gives two FE models (A and B) associated with different variants on Wing-Fuselage connection. The results show that: 1) The trapezoidal panel of model B (or front triangle panel of model A) bears a part of load, reducing the load of the function of frame at rear spar position. Because the Wing-Fuselage connection of model B is more softly, the problem of deformation compatibility at rear spar position will be relieved; 2) The rear triangle panel of model A is beneficial for fuselage panel which is bearing the force from main landing gear, but maybe more weight will be paid.

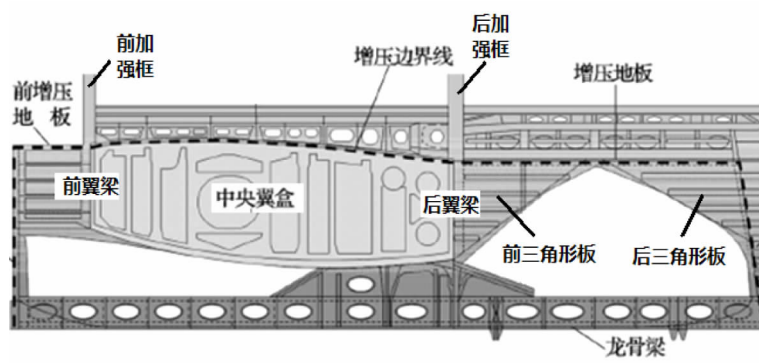
[Keywords] mechanical behavior; trapezoidal panel; FE analysis

0 引言

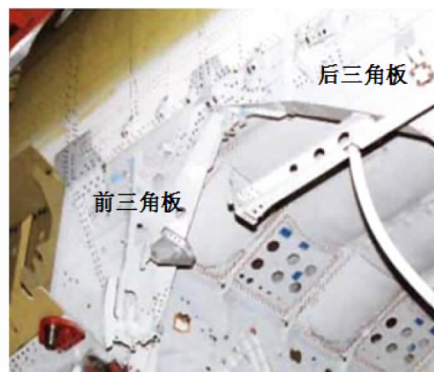
飞机根据机翼相对于机身的位置可分为上单翼布局、中单翼布局和下单翼布局^[1-2]。现代民用飞机中多采用下单翼布局,其机翼-机身连接的典型设计,是把机身的主隔框螺接在中央翼盒的前、后翼梁上,多年来这种连接方法已广泛地为飞机设计人员采用^[1]。典型的机翼-机身连接结构如图 1 所示。MD-82 飞机在机翼-机身的连接上没有采用以上设计^[3-4],机身在中央翼后梁位置并没有机身框,左右各设计一个向后延伸的梯形板,通过梯形板将

机翼后梁与机身的框连接。波音公司的 787 飞机也采用了类似的设计,如图 2(b)所示^[5]。后梁站位未布置常规的机身加强框,而是采用梯形板分别与机翼、机身柔性连接^[5]。上述两种机翼-机身连接结构均已在民用飞机中得到成功应用,二者的不同不仅表现在中央翼后梁站位处是否有机身加强框,还表现在后梁站位后的设计上。前者在后梁后设计两块三角形板(如图 1 所示),而后者是梯形板设计。

机翼-机身连接结构作为飞机设计中最重要的一环,在设计时不仅应熟练掌握设计方法,更为至关

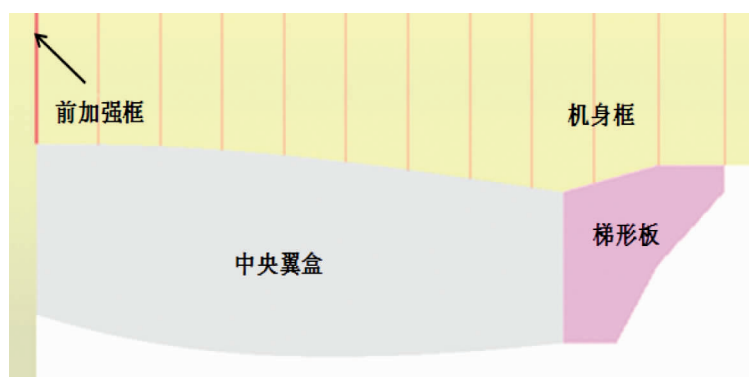


(a) 典型翼身连接布置图

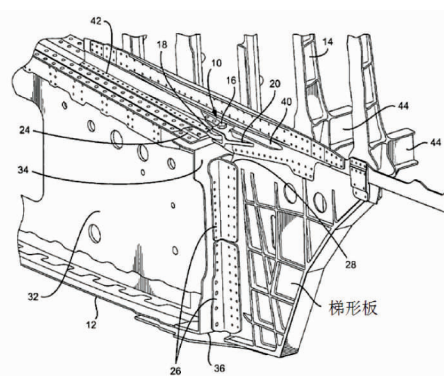


(b) 典型的后梁站位连接

图 1 典型的机翼-机身连接形式



(a) 波音 787 翼身连接布置示意图



(b) 波音 787 后梁站位处连接

图 2 波音 787 飞机机翼-机身连接形式

重要的是应当准确分析结构的受力特性,选择合适的结构形式^[6]。本文基于有限元仿真模拟,对这两种连接结构进行受力分析及研究,以获得较为清晰的载荷传递路径和翼根区量化的内力分布,用于指导民用飞机机翼-机身的连接设计。

1 机翼-机身连接受力分析

机翼-机身连接区主要交互机翼和机身的载荷。作用在机翼上的外部载荷有机翼气动载荷、惯性载荷、活动面及起落架传来的集中载荷。机翼在外部载荷作用下,可看作为固定在机身上的悬臂梁,受力形式如图 3 所示。由于机翼结构沿水平方向尺寸较大,因而水平剪力和水平弯矩对飞机结构受力影响较小,在受力分析时只分析垂直剪力、扭矩和垂直弯矩^[7]。机翼所受的剪力、扭矩和弯矩逐步累积,在翼根处最大。作用在机身的载荷主要是机翼和水平尾翼的固定接头的反作用力,起落架接地后的地面撞击力等,一般在机身与机翼的连接

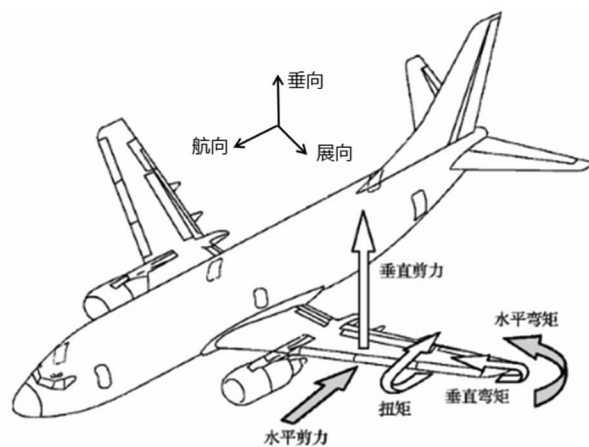


图 3 机翼承受的剪力、弯矩和扭矩

处,机身承受的剪力、弯矩最大。如图 4 所示,机身由 A、B 两个连接接头与机翼相连,机翼接头对机身支点反力 R_A 和 R_B ;同样的,水平尾翼和机身连接接头 C、D 的支点反力为 R_C 和 R_D ; q 为机身质量力^[7]。

从上述机翼和机身的受力可以看出,机翼的剪

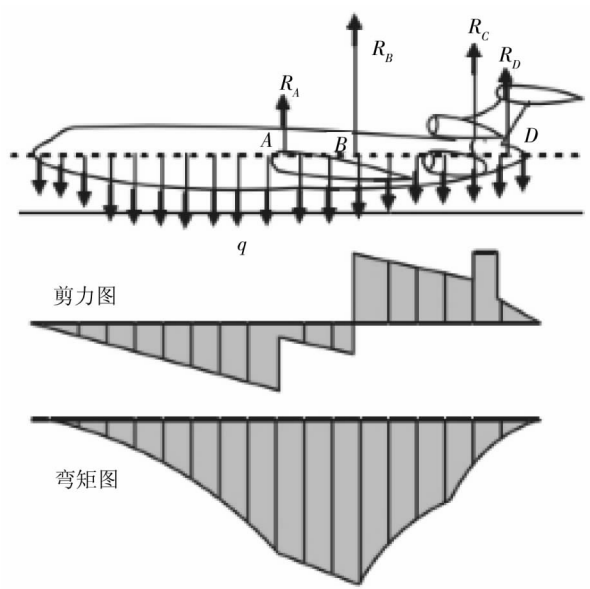


图4 机身的剪力、弯矩

力、扭矩和弯矩在翼根累积至最大,通过机翼-机身的连接转化为结构的拉力、压力和剪力,并传递至机身。

剪力:作用在机翼的剪力主要转化为盒段梁腹板的剪力,传递至机身蒙皮;

扭矩:作用在机翼的扭矩主要转化为盒段剖面的闭室剪流,传递至机身,形成机身蒙皮剪力、地板梁剪力以及龙骨梁的轴力;

弯矩:作用在机翼的弯矩主要转化为盒段剖面上侧的压缩载荷和下侧的拉伸载荷,二者的垂向分量传递至机身,展向分量在机身对称面相平衡。

本文仅针对机翼-机身连接结构垂向的受力特

性进行研究。

2 机翼-机身连接受力特性分析

2.1 有限元模型

图5是目前较为主流的机翼-机身连接结构形式,二者主要不同表现在:

1) A模型中在后梁站位处布置有机身加强框, B模型没有。

2) 在后梁后的设计上, A模型布置了前、后三角板;而 B模型则采用的是梯形板。

总体来讲, A模型与常规的设计思路保持一致,认为机翼的外载荷主要通过前、后梁与机身的连接结构将载荷传递至机身, B模型则采用了不同的设计理念。

根据图5的结构形式建立有限元模型,中机身局部的有限元模型如图6所示。外部载荷工况选取了两个典型的严重工况:

- 1) 空中2.5g平衡机动工况;
- 2) 地面最大垂直力着陆工况。

2.2 空中2.5g平衡机动工况的受力分析

机翼在2.5g过载情况下受力最大,此时在机翼-机身连接区的载荷积累也最为严重。

外翼的外部载荷传递给机身,需先转化为外翼上、下壁板的拉压和前、后梁的剪力,因此将机翼-机身连接界面分解为上缘界面、下缘界面和前缘界面、后缘界面,分别进行受力特性研究。表1给出了四个连接界面处的内力传递情况。表中所有数据均经归一化处理。

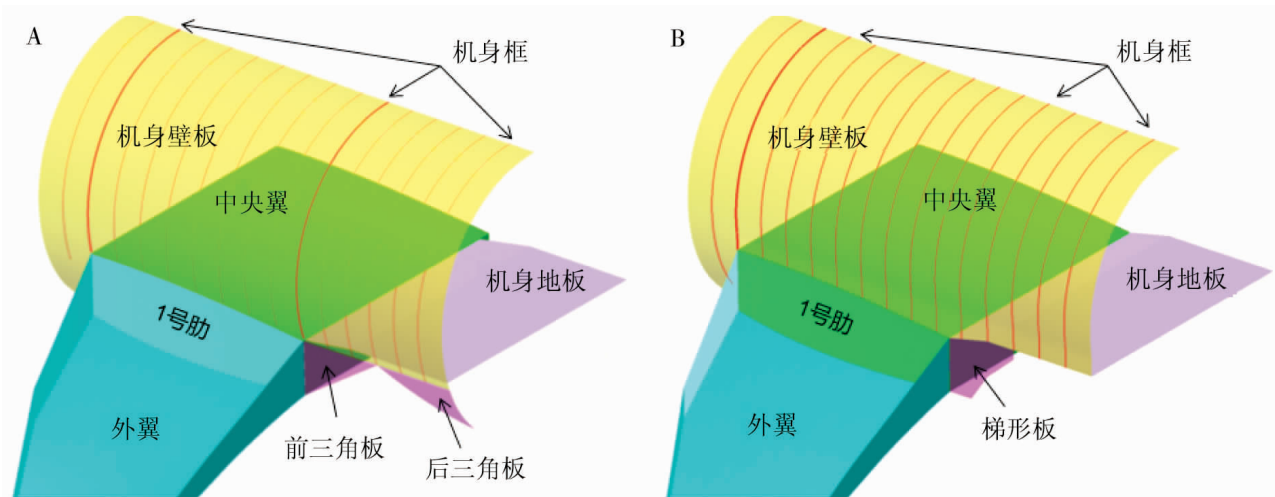


图5 两种机翼-机身连接形式

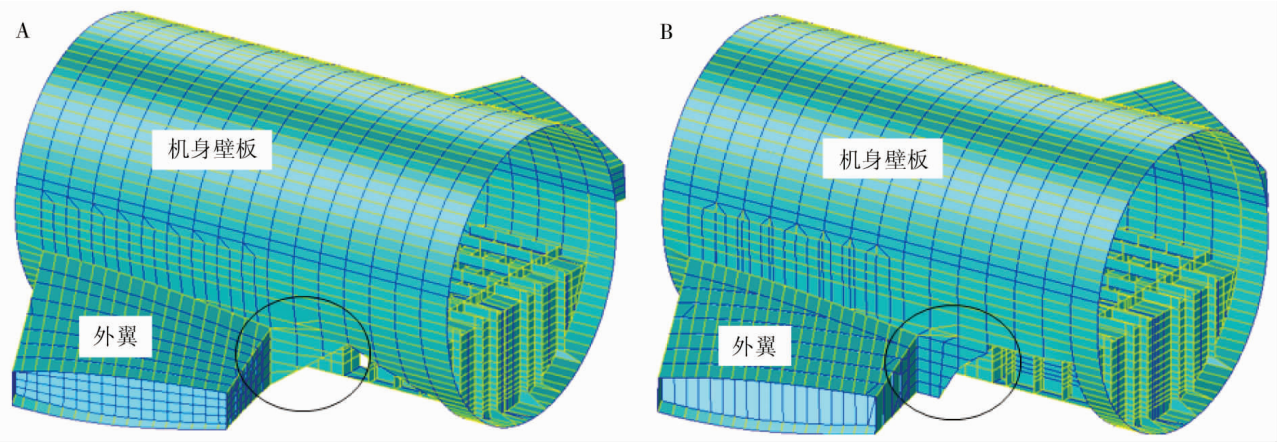


图 6 两种机翼-机身连接有限元模型

表 1 机翼-机身连接界面载荷传递

界面	模型 A	模型 B
外翼内力	<div></div>	<div></div>
上缘界面	<div></div>	<div></div>

界面	模型 A	模型 B
下缘界面		
前缘界面		
后缘界面		

从表 1 的受力分析可以看出：

1) 机翼的垂向内力传递至机身壁板,后梁后的前三角板或梯形板在内力传递中占据重要作用。

2) 翼根处的内力大部分是外翼下壁板载荷在垂向的分量产生的,这是因为超临界翼型的设计造成下壁板在翼根处形成曲率较大的喇叭口。机身壁板承受了机翼的内力,在机翼-机身连接位置机身壁板的内力分布如图 7 所示。

3) 机身壁板在前梁站位垂向内力为正,后梁处则为负,表明机翼的扭矩对翼根处内力的分布有较大影响,而前三角板或梯形板的设计会有效的增大机翼-机身连接处的扭转刚度。

4) 模型 A 中,后梁站位处的机身框内力较小(约占总内力的 7%);同模型 B 一样,大部分载荷均是通过后梁后的前三角板或梯形板传递至机身蒙皮。

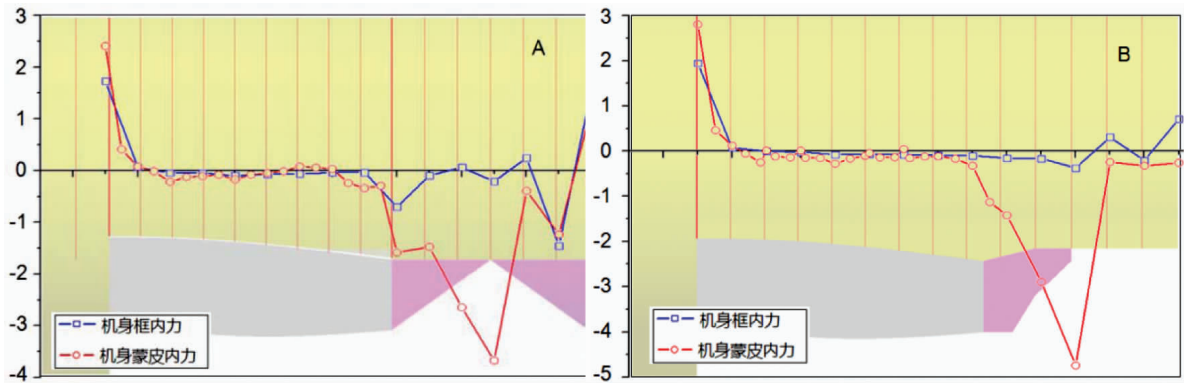


图 7 机身壁板内力分布

2.3 地面最大垂直力着陆工况的受力分析

此工况下得到的受力分析结果类似于 2.2 节在空中 2.5g 平衡机动工况下的结果,但由于起落架载荷的影响,也表现出了新的特点,主要表现在

上缘界面和后缘界面的受力上。如图 8 所示,起落架连杆一端连接在机翼后梁,一端连接在机身框上。表 2 给出了上缘界面和后缘界面的受力分析结果。

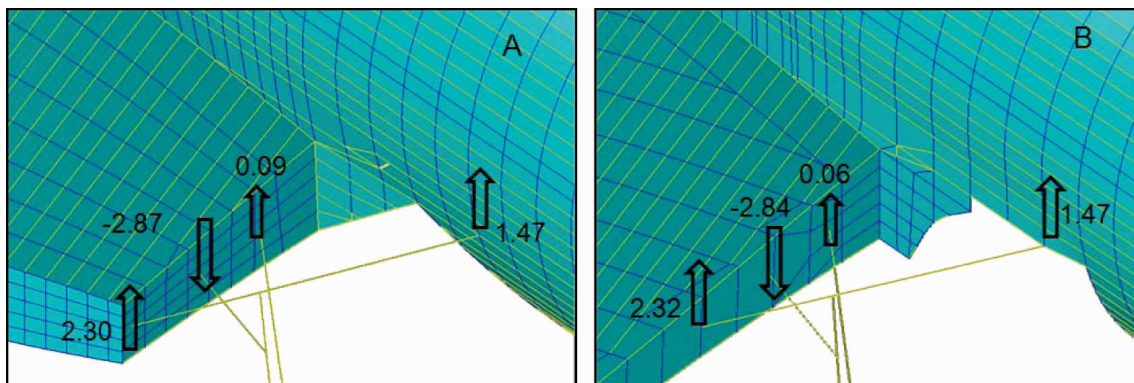
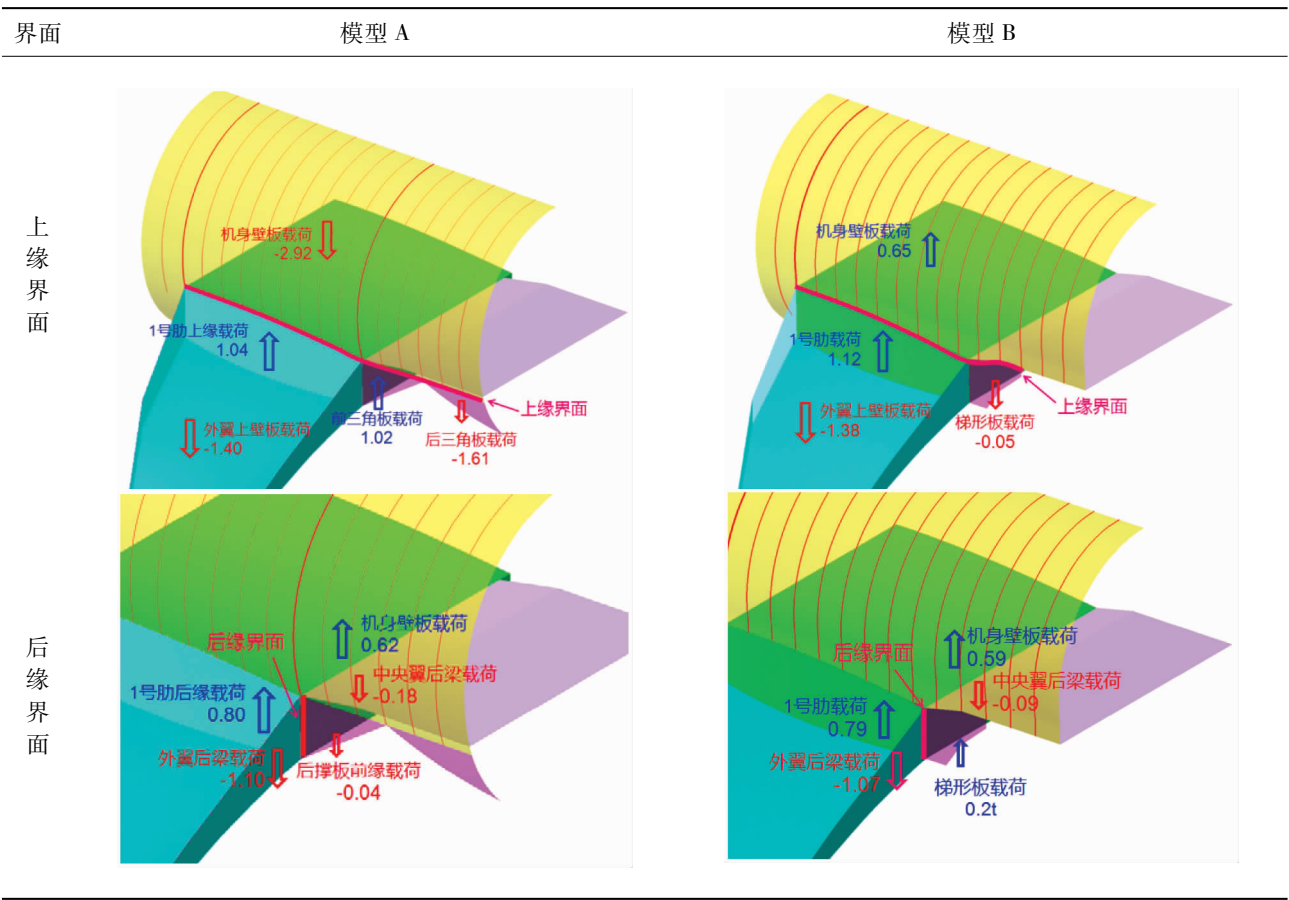


图 8 起落架加载形式

表 2 机翼-机身连接界面载荷传递

界面	模型 A	模型 B
机翼内力		



机身壁板的内力分布如图 9 所示。

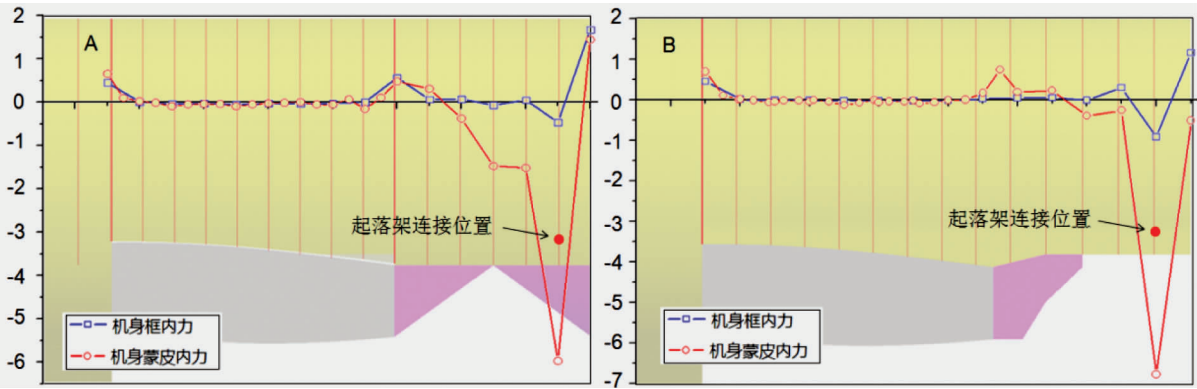


图 9 机身壁板内力分布

从最大垂直力着陆工况的受力分析结果来看：

1)前三角板和梯形板与机翼的内力交换很小，表明了机翼的升力、惯性力与起落架载荷传来的扭矩相平衡；

2)模型 A 中由于后三角板分担了部分起落架传来的载荷,使得在起落架连接位置附近的机身蒙皮内力要小于模型 B。

3 结论

本文基于有限元模型计算结果,研究了空中 2.5g 平衡机动和地面最大垂直力着陆两个载荷工况下,机翼-机身连接结构的受力情况。通过上述分析,可以得到以下结论：

1)无论是模型 A 中的前三角板设计还是模型

B 中的梯形板设计,均减小了机身后梁站位加强框及附近结构承受的载荷。由于后梁站位变形协调易引起局部高应力和细节疲劳等问题,模型 B 的设计在保证载荷传递的同时,在一定程度上减少了后梁因变形协调引起的附加载荷;

2)模型 A 增加了后三角板的设计,在地面载荷工况下能辅助起落架载荷的传递,优化了机身蒙皮在起落架连接位置的内力分布,但相对于模型 B,增加了重量。

参考文献:

- [1] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- [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] 程志远. MD-82 飞机工艺分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
- [4] 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.
- [5] The Boeing Company. Trapezoidal Panel Pin Joint Allowing Free Deflection Between Fuselage and Wing: US 7546979 B1 [P]. Jun. 16, 2009.
- [6] 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.
- [7] 宋静波. 飞机构造基础[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.

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

杜艳梅 女, 硕士, 高工。主要研究方向: 飞机结构有限元分析技术; E-mail: duyanmei@comac.cc

于振波 男, 硕士, 高工。主要研究方向: 飞机结构强度设计; E-mail: yuzhenbo@comac.cc