

飞机大部件对接自动化制孔单向压紧力分析

王珉¹ 薛少丁¹ 蒋红宇² 王宇波²

(1. 南京航空航天大学机电学院, 南京, 210016; 2. 上海飞机制造有限公司航空制造技术研究所, 上海, 200436)

摘要:飞机装配制孔过程中施加一定的压紧力可以有效控制贴合面间隙, 而飞机大部件对接自动化制孔, 只能采用单向压紧的方法。本文首先分析了单向压紧力对毛刺的影响, 并讨论了压紧力分析的3种分析方法, 然后以某飞机中机身和中后机身对接处的典型位置为实例, 应用有限元方法分析了贴合面间隙随压紧力变化情况, 最后给出合理的压紧力推荐值。

关键词:大部件对接; 单向压紧; 毛刺; 压紧力; 有限元分析

中图分类号: V262.4

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2012)04-0553-06

One-Side Pressure-Force Analysis of Automatic Drilling of Aircraft Fuselage Section-Joint Assembly

Wang Min¹, Xue Shaoding¹, Jiang Hongyu², Wang Yubo²

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Institute of Aeronautical Manufacturing Technology Research, Shanghai Aircraft Manufacturing Co. Ltd, Shanghai, 200436, China)

Abstract: Interfacial clearance could be controlled effectually through putting pressure on the skin of aircraft. when drilling a hole on the skin of airplane, It can only use one-side pressure. The effect of pressure on the interface is analyzed, and then three methods for pressure analysis are discussed. A typical docking location of middle-fuselage and middle-after fuselage sections is taken for example. The relationship between interfacial clearance and pressure is analyzed by using finite element method (FEM). Finally, a rational value of pressure is presented.

Key words: section-joint assembly; one-side pressure; burr; pressing force; finite element analysis

飞机结构连接采用的主要方法是机械连接, 一架大型飞机上大约有150~200万个铆钉和螺栓。目前情况下这些铆钉孔和螺钉孔的制孔过程都是通过人工来完成, 它在飞机装配过程中占据了很大的劳动量, 为了满足飞机的高效率装配, 必须采用自动化制孔^[1-5]。自动化制孔不仅仅是对传统工艺的自动化改造, 而且是对装配工艺进行整体变革, 传统手工装配工艺中, 拆开去毛刺和涂胶固化过程, 都无法简单实现自动化, 因此先进自动化装配技术采用无毛刺制孔工艺(指毛刺高度满足工艺要

求, 阈值在0.1~0.15 mm之间)和湿胶装配方法, 以真正实现自动化制孔工艺^[6]。

飞机装配无毛刺的要求主要体现在零件之间的贴合面上, 也就是连接的2个(或多个)零部件之间不允许有毛刺和切屑。从目前掌握的资料看, 对贴合面毛刺问题的理论研究关注较少, 对贴合面毛刺研究的资料也很少, 因此, 单向压紧情况下贴合面毛刺主动控制技术的研究和解决, 对于飞机自动化装配技术的发展和运用会起到重要作用, 目前国内各飞机制造主机厂先后采购或开发轻型自动化

基金项目: 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研(NS2010137)资助项目。

收稿日期: 2011-09-27; 修订日期: 2011-12-05

通讯作者: 王珉, 男, 博士, 讲师, 1975年生, E-mail: wangm@nuaa.edu.cn。

装配系统,这也给单向压紧制孔工艺的研究提出了要求,该项研究也将为轻型自动化装配系统的工程应用提供技术支持和应用保障^[6]。

本文主要针对大部件对接处的制孔工艺进行研究,在这里大部件对接是指民机各大部段之间的对接,特别是机身部段之间的对接,如中机身与中后机身,机头与前机身之间的对接等。在飞机的大部件对接过程中,主要采用单向压紧的方法进行制孔,采用单向压紧主要是由于形成部段之后飞机的内部结构已经非常复杂,无法在机舱内部放置双向压紧装置,因此不可能实现双向压紧。基于以上原因,采用单向压紧制孔就成为必然手段。

1 单向压紧力对贴合面毛刺的影响

飞机的零部件,例如蒙皮类零件均为刚度比较差的薄壁结构零件,同时,这类零件往往表面曲率不同,在需要钻孔的区域如果两个贴合面存在加工误差,就会使两层贴合面之间产生间隙,如图1(a)所示;同时在制孔时,钻削轴向进给力也会引起贴合面之间的间隙,如图1(c)所示,这些间隙就为贴合面的毛刺提供了成长空间,直接影响了贴合面上的钻孔质量。

目前自动化制孔普遍采用的有效减少贴合面毛刺的方法是:通过局部施加压紧力来克服夹层界面分离,使装配的零件在制孔时“成为”一体,避免贴合面上出现过大毛刺,从而达到工艺要求。可以说解决贴合面毛刺问题,压紧力比其他影响因素更重要。如图1(b,d)所示,在合理的压紧力情况下,贴合面可以达到理想范围内的贴合,从而有效控制毛刺高度^[6-8]。因此如何得到一个合适的压紧力才是关键,不仅达到“无毛刺”制孔的要求,同时还要兼顾压紧力对整体模型挠度的影响。在弹性范围内,由加工误差引起的贴合面间隙以及钻削力引起

的间隙可以线性叠加,本文着重分析第二种情况,即由钻削力引起的贴合面间隙。

2 压紧力分析方法

控制装配界面的间隙,有效减少毛刺高度,这对压紧力提出了要求,因此选择一个合适的压紧力是实现“无毛刺”的关键,解决该问题可以有3种办法:(1)理论分析法,即通过理想模型的创建,得出一个解析解;(2)通过有限元仿真的方法分析不同压紧力的情况,对比得出的结果,提供一个较好的压紧力范围;(3)试验法,设计制造试验件,在不同的压紧力情况下进行钻孔,测量钻孔后装配界面的毛刺高度,通过比较得出最佳的压紧力值。以上3种方法,理论分析法因为要分析的模型接触关系复杂,而且长桁、长桁接头以及框均为不规则截面的零件,利用相关理论很难求出解析解。试验法优点是更符合实际情况,但是其成本高,周期长。有限元方法是一种广泛应用于工程并且日趋成熟的方法,有限元法的优点是成本较低,可以在较短时间内分析出多种工况下的变化趋势,但是由于有限元本身的误差以及与实际分析模型的些许偏差,需要对结果做出修正,对分析模型不断优化最后得到一个合理的结果。

在这里压紧力分析采用有限元法难点在于这是一种非线性分析,其特点是:边界条件不是在计算的开始就可以全部给出,而是在计算过程中确定的,接触体之间的接触面积和压力分布随外载荷变化,同时还需要考虑接触面间的摩擦行为和接触传热^[9-11]。零件之间的关系多为接触关系,ABAQUS在非线性问题求解方面是最优秀的有限元分析软件之一,计算的精度较高,因此本文采用该有限元软件来对这类接触问题进行分析。

3 压紧力有限元分析实例

3.1 分析对象

以某飞机的中机身与中后机身对接处的典型位置进行分析,有限元分析模型如图2所示。因为要分析的目标是模拟工件在静力加载的工况下,模型的整体性能以及各部件之间的贴合面间隙,在此,贴合面的间隙将作为衡量钻孔时贴合面毛刺高度的一个重要指标,因此本文着重于静力学上的接触分析。需要注意的是,本研究的重点是分析飞机零部件各夹层在压紧力和钻削力作用下的接触情况。考虑到钻削力受钻孔直径、进给量、材料等因素的影响,本文研究中对钻削过程只是考虑实际工况的最大钻削力,并增加一定的安全系数。

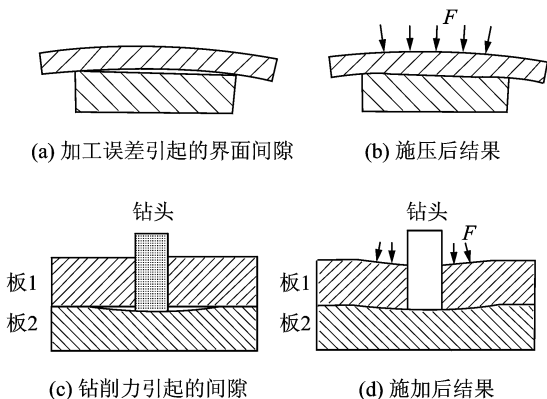
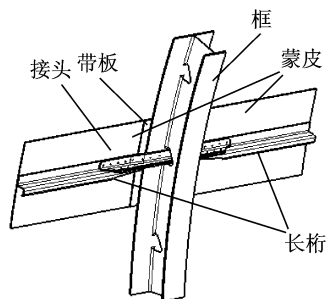
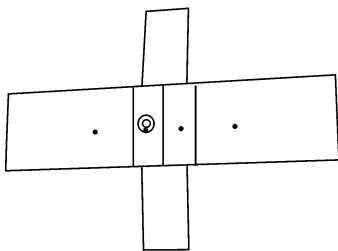


图1 压紧力对贴合面间隙的影响



(a) 几何模型



(b) 有限元模型

图2 分析模型

研究的具体内容是:在静力加载的工况下,分析压紧力分别为300,350,400,450,⋯,1 000 N,钻削力为250 N的情况下两层板之间的最大间隙。需要达成的目标是:研究零件与零件的贴合面间隙,找出产生最大间隙的贴合面,并以此作为重点研究对象;在最大间隙的贴合面上研究不同的压紧力对间隙的影响,并得到关系曲线;研究不同的压紧力对整体模型挠度的影响,并得到关系曲线。

3.2 分析过程

材料的力学参数如表1所示。

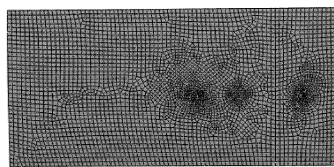
表1 材料属性

参数	长桁	带板	钉	接头	框	蒙皮
弹性模量 E / MPa	71 000	109 000	71 000	71 000	69 000	72 400
泊松比 μ	0.31	0.34	0.33	0.31	0.33	0.33

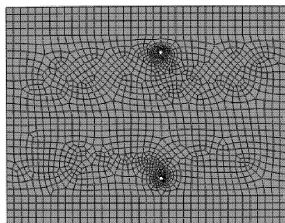
网格划分:针对模型中不同零件的结构采用不同的网格,蒙皮、带板、螺钉的几何形状简单而且规则,可以划分成六面体网格,因此对蒙皮采用的网格类型为C3D8R,即8节点六面体线性减缩积分单元。框、长桁以及长桁接头的结构复杂,无法划分为六面体网格,采用C3D4,即4节点线形四面体单元。划分的结果如图3所示。

定义接触:由于零件的表面多数是弧形表面甚至是不规则的表面,这对于定义接触来说比较麻烦,因此需要定义一个较好的接触参数,使最后的静力分析达到快速收敛。在该例分析中,定义的主从面调整量为0.1 mm,即距离主面0.1 mm 范围内的从面节点会与主面产生接触,这个接触参数的定义是经过多次不收敛的分析以后得到的,并且选择点对面离散。

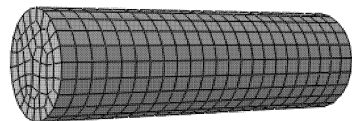
定义边界条件:对图2(a)的分析模型定义边界条件为:框的两端以及蒙皮的两端均为固支约束,这些边界条件是必须边界条件,也就是真实工况下的边界条件。相对应的还有临时边界条件,临时边界条件是一种为了避免产生刚体位移的错误,即分析的时候出现有限元方程组求解奇异错误信息,原因是因为在接触关系建立之前,有些部件缺乏固定位移约束,处于一种悬浮状态使分析快速达到收敛而对模型施加的一些“额外”的边界条件,这些边界



(a) 蒙皮



(b) 带板



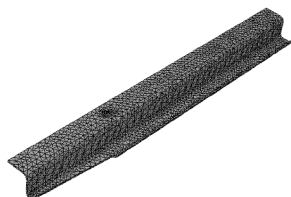
(c) 螺钉



(d) 框



(e) 长桁接头



(f) 长桁

图3 划分网格

条件只在几个分析步中起作用,当已经达到收敛,需要施加真正载荷时,就要把这些临时边界条件去掉。简单地说,临时边界条件就是为了使模型的部件之间的接触快速建立起来,使计算尽快达到收敛。在该例分析中同样需要定义临时边界条件,经过分析得知在对长桁接头的下边缘以及4个螺钉施加临时边界条件可使分析达到快速收敛。

定义载荷:在图2(b)模型上的圆环区域施加压紧力,然后定义多个分析步,每个分析步的压紧力载荷分别为300,350,⋯,1 000 N。在与圆环区域同轴的带板上施加钻削力,钻削力为250 N,该值是根据钻削力的计算公式计算得出。

3.3 分析结果

有限元分析的各层贴合面随压紧力变化曲线如图4所示。

由图2(a)可知整个模型从下到上贴合面依次为框-接头贴合面,框-带板贴合面,蒙皮-带板贴合面,这3层贴合面随着压紧力变化的曲线不同:框-接头贴合面随着压紧力变化不断减小,当压紧力达到750~800 N时,贴合面间隙变化趋势渐缓,这个值域为一个临界范围,同时贴合面的间隙范围为0.013~0.017 mm之间;框-带板间隙则呈先减小后又逐渐变大的一个趋势,在这条曲线上可以看出同样是在750~800 N出现了转折点,在该区域内,

曲线实现了由减小到增大的一个变化趋势,贴合面的间隙范围0.003~0.003 8 mm;蒙皮-带板间隙随着压紧力增大一直呈线性增大趋势,在该曲线上并没有出现任何的拐点或者极值点,间隙范围为0.004~0.01 mm;3种压紧力情况下的贴合面接触情况如图5所示,在图中所示圆环区域即为施加压紧力的区域,可以看出工艺关注的部位——施加压紧力的环形区域内部接触情况良好,最大值出现在圆环区域之外。

压紧力对整体挠度的影响:随着压紧力的增大,模型的挠度也会逐渐增大,变化曲线如图6所示。

整个模型的最大挠度随压紧力呈线性增大,由图6(b,c)可知最大挠度出现在施加压紧力以及钻削力的区域,出现最大挠度的部件为长桁接头,这是因为长桁接头处于整个模型的最下方,没有其他部件为其提供法向支撑,等效的弹性模量值最小。同时模型的最大挠度值为0.073 mm,理论上符合最大挠度要求的范围。

4 结果分析

由以上分析得到的数据可知:

(1)最大间隙出现在框-接头的贴合面上,这是因为当钻削力施加在接头上,模型底部已经没有任何支撑,此时只有接头承受钻削力,它的弹性模量

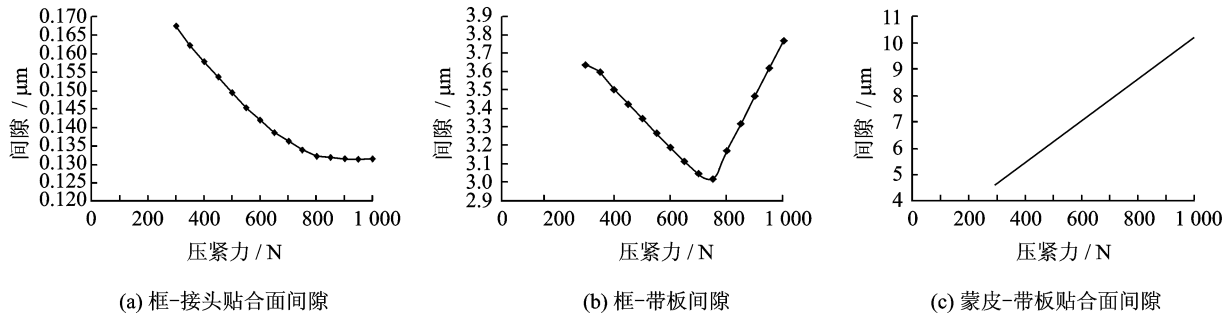


图4 各层贴合面随压紧力变化曲线

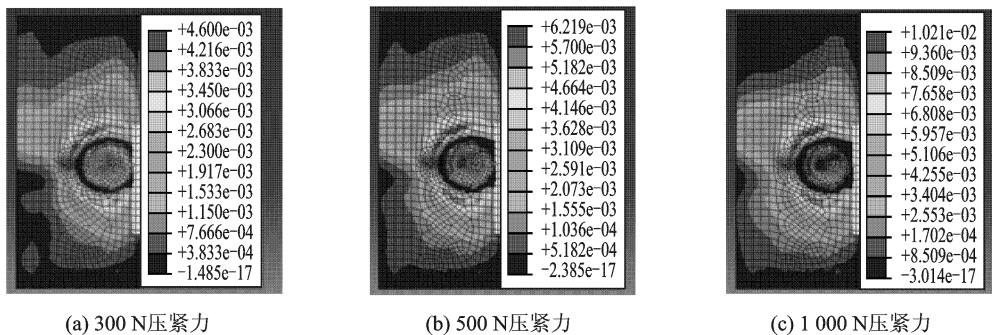
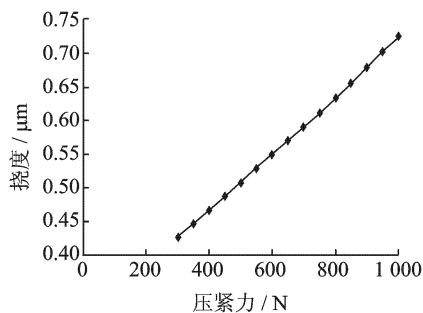
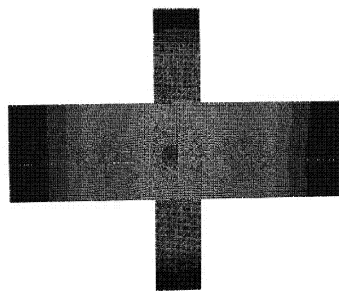


图5 不同压紧力情况下接触情况



(a) 整体挠度随压紧力变化曲线图



(b) 模型最大挠度区域



(c) 最大挠度出现在接头位置

图6 模型的最大挠度

E 最小,因此变形也最大。

(2)框-带板之间间隙先减小后增大,这与框的截面是有关系的,框的截面成“工”字型,出现最大间隙的区域处于“工”字框“|”的一侧,在该区域,“工”字框的刚度很差(厚度只有2 mm),这就造成了“工”字框的变形比较大,相比之下,带板刚度则比较大,变形较小,因此在达到了800 N时,两者贴合面的间隙出现了“不降反升”的现象。

(3)蒙皮-带板之间的贴合面间隙呈线性增大,由图5分析得知,贴合面最大间隙出现在施加压紧力的圆环区域外部,这些区域并不是工艺关注的部位,在圆环内部贴合面间隙控制在合理的范围内。

(4)在以上求解的过程中同时兼顾了安全系数以及计算误差,分别从贴合面间隙以及整体最大挠度两个方面求得最佳的压紧力值,即该分析模型施加的最佳压紧力范围为750~800 N。

(5)考虑到实际钻削力比分析所选定的小,本文分析结果偏于保守。国外设备实际压紧力范围在300~1 000 N,这符合本文的分析。

5 实验验证

有限元仿真有计算误差,因此需要通过实验来进行验证,本课题采用与图2(a)相同的实验件作了验证实验,由于实验件成本很高,目前制作了一套实验件,制15个孔。采用750 N压紧力,在分析部位各层毛刺如下:蒙皮和带板之间0.05 mm;带板和框之间0.04 mm;框与接头之间0.13 mm。可知750 N压紧力基本可以满足工程需求。

实际测量的结果比分析结果明显偏大。主要原因是:(1)目前的理论分析是按照理论数模,忽略了制造误差,也就是没有钻削力的时候零件是贴合的,实际由于制造误差这需要更高的压紧力来消除本身的间隙;(2)测量误差,当毛刺比较小的时候,测量误差就比较明显了;(3)计算模型本身的精度,

也对结果有误差。

框和接头之间的毛刺0.13 mm 达不到目前工艺规范 <0.127 mm 的要求,由于框的刚度较强,再增加压紧力也未必能达到要求。实际可以考虑的方案为:增加接头和框接触部位的加工精度,避免加工误差引起过大间隙;增加预装配紧固件的预紧力和数量;该部分人工去毛刺。

6 结束语

在如上所述分析过程中,得到了分析结构的变化规律,而有限元计算的误差并不影响该变化规律。因此可以根据变化规律,选择合理的压紧力,并在实践中验证和修正。下一步研究工作将关注针对预装配紧固件的分布和数量等工艺因素,对所需贴合面接触的影响,以及实验验证的成本和有效性,以便更好地利用有限元分析方法,使之在飞机自动化装配工艺中发挥更重要的作用。

参考文献:

- [1] 袁红璇. 飞机结构件连接孔制造技术[J]. 航空制造技术, 2007(1): 96-99.
Yuan Hongxuan. Manufacturing technology of connecting hole in aircraft structures [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007(1):96-99.
- [2] 卜泳, 许国康, 肖庆东. 飞机结构件的自动化精密制孔技术[J]. 航空制造技术, 2009(24): 61-64.
Bu Yong, Xu Guokang, Xiao Qingdong. Automatic precision drilling technology of aircraft structural part [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(24):61-64.
- [3] 王仲奇, 殷俊清, 康永刚. 飞机自动钻铆仿真技术[J]. 航空制造技术, 2008(20):44-47.
Wang Zhongqi, Yin Junqing, Kang Yonggang. Simulation technology for automatic dilling/riveting of aircraft [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008(20): 44-47.

- [4] 楼阿莉. 国内外自动钻铆技术的发展现状及应用[J]. 航空制造技术, 2005(6):50-52.
Lou Ali. The development and application of automatic drilling & riveting at home and abroad [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2005(6): 50-52.
- [5] 费军. 自动钻铆技术在波音 737 尾端项目中的应用[J]. 航空制造技术, 2007(9):85-89.
Fei Jun. Application of automatic drilling/riveting technology in Boeing 737 tail project [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007(9): 85-89.
- [6] 王珉, 薛少丁, 陈文亮. 面向飞机自动化装配的单向压紧制孔毛刺控制技术[J]. 航空制造技术, 2011(9):26-29.
Wang Min, Xue Shaoding, Chen Wenliang. One-side pressed burrless drilling technology for aircraft automatic assembly [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011(9): 26-29.
- [7] Billy Kelly, Colm Costello. FEA modeling of setting and mechanical testing of aluminum blind rivets[J]. Materials Processing Technology, 2004, 153/154 (10): 74-79;153-154.
- [8] Branko Sarh. Assembly techniques for space vehicles [R]. SAE2000-01-3028, 2000.
- [9] 石亦平, 周玉蓉. ABAQUS 有限元分析实例详解[M]. 北京: 机械工业出版社, 2010: 125-127.
Shi Yiping, Zhou Yurong. The exercises and answers of FEA used ABAQUS [M]. Beijing: China Machine Press, 2010: 125-127.
- [10] 庄茁, 由小川, 廖剑晖, 等. 基于 ABAQUS 的有限元分析和应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009: 287-350.
Zhuang Zhuo, You Xiaochuan, Liao Jianhui, et al. The finite element analysis and application based on ABAQUS [M]. Beijing: TsingHua University Press, 2009: 287-350.
- [11] 胡于进, 王璋奇. 有限元分析及应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009: 144-148.
Hu Yujin, Wang Zhangqi. Finite element analysis and application [M]. Beijing: TsingHua University Press, 2009: 144-148.