

飞机薄壁件批量铆接过程的模拟方法研究*

王仲奇, 卢鑫, 杨元, 康永刚, 常正平
(西北工业大学机电学院, 西安 710072)

[摘要] 机身壁板和机翼壁板是飞机装配过程中典型薄壁件,具有壁薄、弱刚性、曲率变化大等特点,在部装和总装阶段暴露出不同程度的铆接变形问题,且目前无法准确预测或消除。本文从铆接工艺和有限元模型两个方面,建立了面向飞机薄壁件批量铆接过程的有限元仿真简化模型,提出了基于接力计算原理,以 MATLAB 为二次开发平台,大型有限元软件包 ABAQUS 为核心求解器的批量铆接过程模拟方法,实现对铆接过程变形情况的分析与预测。通过试验验证该方法的有效性和可行性,为飞机薄壁件铆接变形的控制提供有效的理论支撑。

关键词: 飞机薄壁件; 批量铆接; 简化模型; 有限元仿真; 变形预测

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.1/2.034



王仲奇

西北工业大学教授, 博士生导师。近年来, 先后主持国家863计划、科技支撑计划、航空基金、国防基础科研、总装预研以及型号攻关等项目, 主要研究飞机数字化协调技术、弱刚性件装配变形分析与装配准确度保障技术、数字化装配工艺与装配技术以及智能装配技术。

机身或机翼壁板的铆接变形是由其壁薄、弱刚性等特点以及复杂的装配工艺引起的,形成的变形误差以及大量工艺协调问题普遍存在并始终贯穿于整机研制全过程,如 ARJ21 机翼壁板铆接后整体变形大,翼盒装配时必须采用专用压紧器进行强迫装配。铆接变形目前仍无法准确预测或消除,通过运用 CAE 仿真技术可直观查看材料的变形和流动,了解应力应变分布及成形过程^[1-2],但由于飞机壁板尺寸一般都很大,如空客 A320 机翼长达 15m,空客 A380 机翼长达 19m,铆钉数量成千上万,受当前计算机硬件条件及试验成本的限制,国内外针对批量铆接过程有限元模拟计算问题的研究非常少。随着对飞机装配质量要求的提高,必须要解决的一个难题就是铆接变形的预测与控制。

本文在综合考虑计算效率和计算精度的基础上,从铆接工艺和有限元模型两个方面,建立面向飞机薄壁

件铆接过程的有限元仿真简化模型,提出了以有限元接力计算原理为核心的批量铆接过程模拟方法。该方法可以应用到飞机薄壁件铆接过程的变形预测中,对装配变形的主动抑制和补偿起到指导作用,进而提高飞机薄壁件的装配质量。

批量铆接过程的有限元建模

目前,飞机薄壁件铆接过程的主要工艺流程^[2]包括:定位、夹紧、钻孔、镗窝(根据需要制定)、送钉、涂胶(有密封需求)、铆接、铣平(无头铆钉)。铆接工艺复杂,参数繁多,本文主要选择其中的压铆和卸载过程,以及对铆接件变形影响较大的工艺参数,包括压铆力、铆接时间等,对飞机薄壁件铆接工艺进行合理的简化。

由于采用实际尺寸的飞机薄壁件模型进行铆接过程的数值模拟计算时间成本过大,因此在综合考虑薄壁件的实体特征及有限元计算效率的基础上,本文设计了如图 1 所示的

* 国家自然科学基金资助项目(51375396)资助。

飞机薄壁件铆接有限元仿真模型。由铆接原理^[3]可知,铆接过程中铆钉与铆钉孔之间、铆模与铆钉之间均存在复杂的非线性接触关系,在满足计算精度的前提下提高计算效率,需要对模型进行合理地网格划分,保证网格节点对称,使节点场量的传递最大程度地接近真实情况。

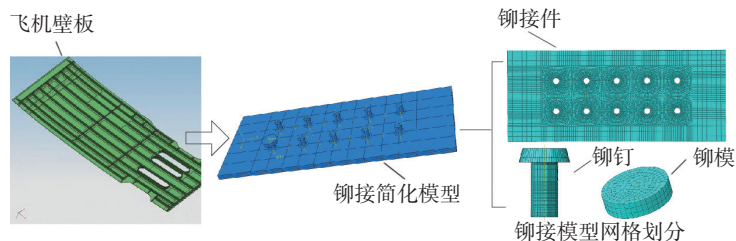


图1 飞机薄壁件铆接过程有限元仿真模型

Fig.1 Finite element simulation model for riveting process of aircraft thin-walled component

批量铆接过程的接力计算方法

批量铆接过程数值模拟按铆钉个数分为多个计算步,即一个铆钉的铆接过程计算作为一个计算步。在每个计算步中,均涉及铆接载荷施加、接触设置、边界条件修改等,此时,为进一步提高计算效率,以MATLAB为二次开发平台,利用大型有限元软件包ABAQUS为核心求解器,建立批量铆接过程模拟的接力计算流程,如图2所示。接力原理主要涉及以下关键技术。

1 铆钉的装配原理

在接力计算过程中,为满足工艺及计算精度等要求,在每个计算步分析前利用ABAQUS后处理数据文件*.rpt获取前一计算步完成后的铆接件变形状态,对当前铆钉铆接模拟的模型文件*.inp进行修改,从而完成对铆钉的精确装配,其装配原理示意图如图3所示。

2 计算步间模型的场量数据映射

为了保证分析的连续性,每一计算步分析前需要将前一计算步的场量数据(如应力、应变、位移等)映射到当前的三维实体模型中,使前一计算步完成后的状态作为后一计算步的初始状态,从而完成计算步间模型场量数据映射,如图4所示。

3 边界条件、动态载荷等的施加

每个计算步分析前需要对边界条件和动态载荷进行修改,在接力计算中保持铆接件的边界条件不变,铆钉边界条件和铆接载荷随模拟计算过程的进行而动态地施加到相应的参考点上。

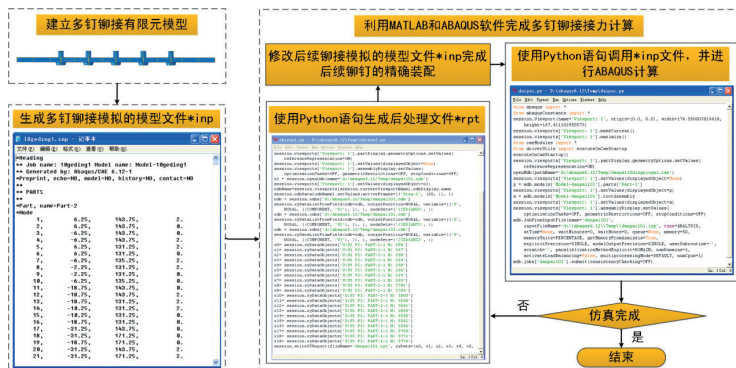


图2 批量铆接过程模拟的接力计算流程

Fig.2 Relay calculation for batch riveting simulation

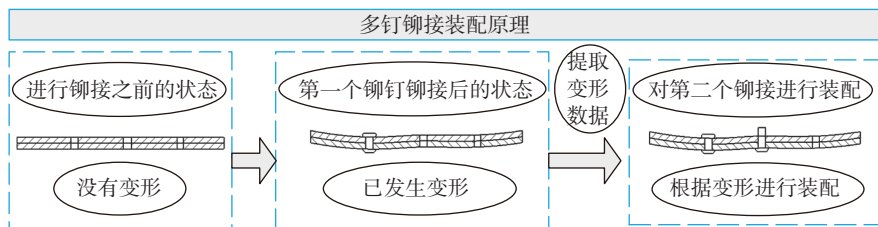


图3 铆钉装配原理示意图

Fig.3 Assembly schematic diagram of rivets

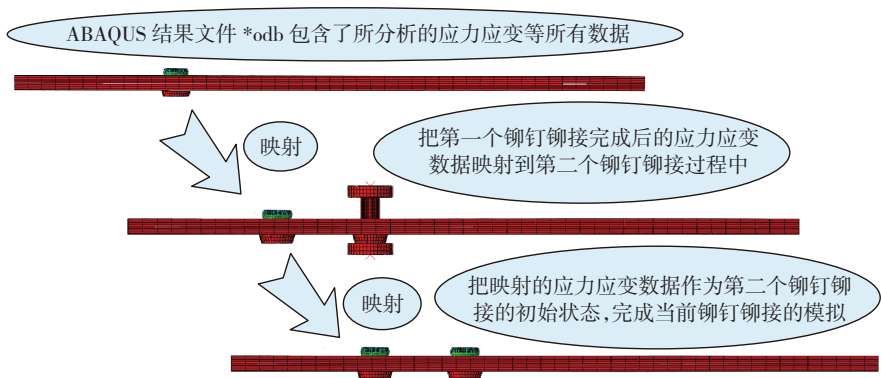


图4 新旧模型间的场量数据映射示意图

Fig.4 Data mapping between the new model and old one

结果分析与试验验证

以10个钉铆接为例,铆接件的尺寸为180mm×75mm×2mm,铆接件数量为2,铆钉的尺寸为

5mm×10mm,铆接顺序如图5所示。利用批量铆接过程接力计算模拟方法进行有限元计算,得到如图6和图7所示的铆接件应力和位移云图。本文所述的 U_1 、 U_2 、 U_3 分别为X轴、

Y轴、Z轴的位移自由度。

由图6可以看出：铆接件的应力主要分布在孔周处，因此定义如图所示的最大应力区域，并在每个铆钉孔周的最大应力区内选取一个节点作为研究铆接件应力分布的关键节点^[4-5]。共选取10个节点，节点位置如图5中红色编号所示，并记录各铆钉铆接完成后关键节点处的应力变化，如图8所示。从图中可以看到每个节点处的应力只受离其最近的铆钉孔铆接过程的影响，而受到其他铆钉孔铆接过程的影响很小，甚至可以忽略不计。根据分析结果可以计算10个钉铆接完成后的铆接件平均应力约为400MPa。

为观察铆接完成后铆接件的变形情况，在铆接件边缘等距选取10个节点，节点位置如图5中蓝色编号所示，并记录节点在不同铆钉铆接完成后 U_2 方向上的位移，如图9所示。前5个铆钉铆接过程中所有节点的位移有微小的增长，这是由于单排铆钉铆接造成的微小误差在铆接顺序的方向上累积；从第6个铆钉铆接开始节点位移发生了很大的变化，并形成了不同的位移增长趋势，这是由于多排铆钉铆接过程中铆接件受力不平衡，从而使铆接件整体发生了偏摆。

如图10所示，铆接过程会造成铆接件在 U_3 方向上的局部变形，当铆接件 U_3 方向上的位移值为负值时定义为铆接件的凹陷，为正值时定义为铆接件的翘曲。从图上可以看到在当前铆钉铆接完成后，铆钉周围出现凹陷，在远离当前铆钉处的铆接件会出现翘曲。

通过图11所示的铆接件试验测量位移云图与图7所示的有限元仿真铆接位移云图进行对比，试验所得铆接件最大位移值约为0.470mm，模拟计算所得铆接件的最大位移值约为0.4656mm；试验所得铆接件最小位移值约为-0.101mm，模拟计算所得铆接件的最小位移值约

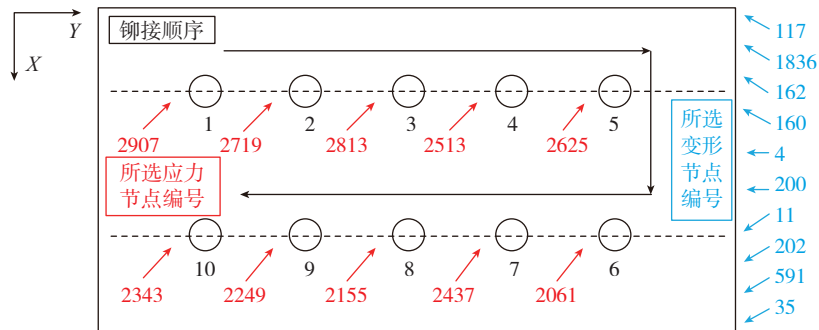


图5 铆接件节点位置及铆接顺序示意图

Fig.5 Schematic diagram of notes position and riveting sequence of the component

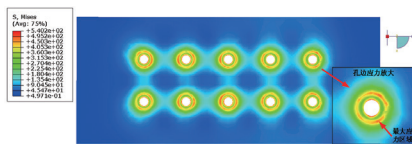


图6 铆接完成后铆接件应力云图

Fig.6 Stress cloud picture of the riveted component



图7 铆接完成后铆接件位移云图

Fig.7 Displacement cloud picture of the riveted component

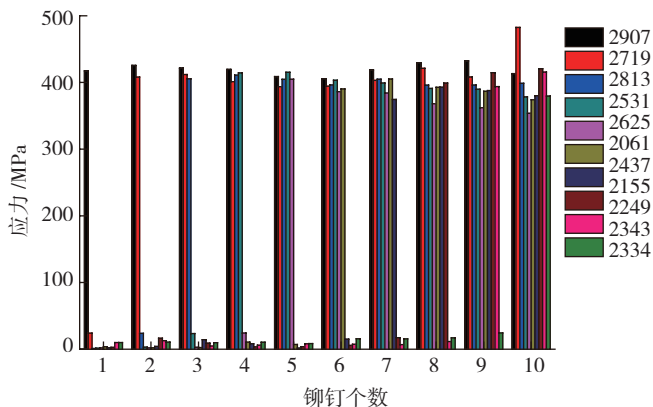


图8 铆接件关键节点应力变化图

Fig.8 Stress histogram of the key nodes on the component

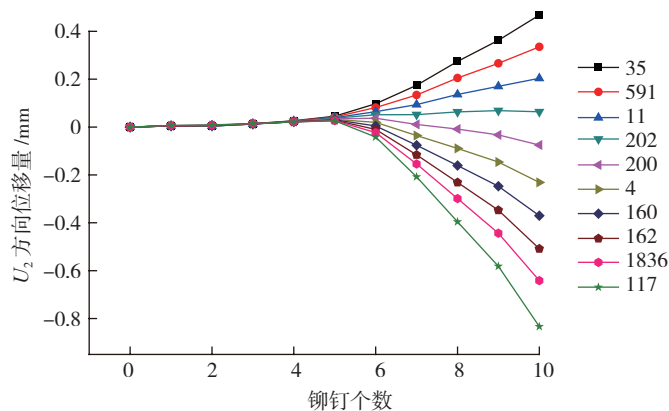


图9 铆接件 U_2 方向位移变化

Fig.9 Displacement of the riveted component in the direction of U_2

为-0.1004mm。两者在数值和趋势上都基本一致，从而证明了所建立的批量铆接过程模拟方法的正确性。

结束语

本文的工作主要有：(1) 针对飞

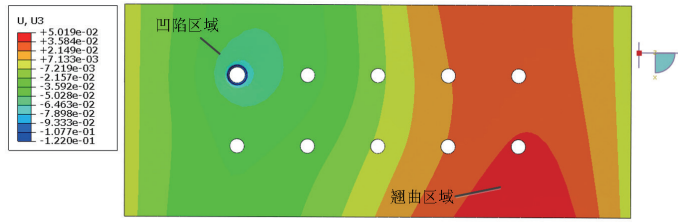


图10 第一个铆钉铆接完成后铆接件的凹陷和翘曲

Fig.10 Depression and warping of the component after the first rivet riveted

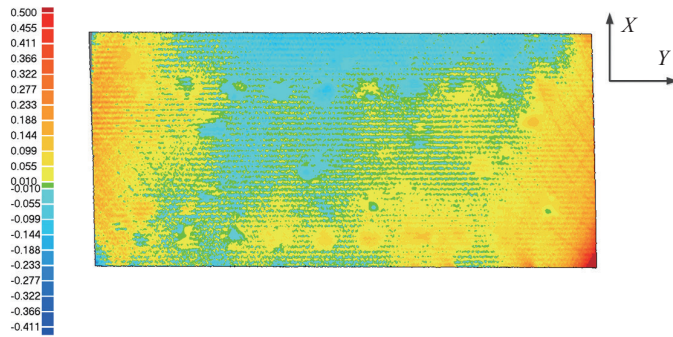


图11 铆接件试验测量位移图

Fig.11 Displacement diagram from experimental measurement of riveted component

机薄壁件批量铆接过程的有限元模拟,从工艺和模型两个方面建立了飞机薄壁件批量铆接有限元仿真简化模型;(2)提出了批量铆接接力计算原理以及批量铆接过程接力计算模拟方法;(3)通过有限元模拟结果,

对铆接件的应力和位移状况进行了分析,预测了铆接完成后铆接件的应力分布,以及铆接过程引起的局部变形缺陷、整体扭曲和翘曲变形;(4)规划试验,验证了本文提出的批量铆接过程模拟方法的正确性和可行性。

参考文献

[1] ZHANG K F, CHENG H, LI Y. Riveting process modeling and simulating for deformation analysis of aircraft's thin-walled sheet-metal parts[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011,4:369-377.

[2] 刘平. 飞机薄壁结构件铆接过程误差分析与控制技术[D]. 西安:西北工业大学, 2011.

LIU P. Multi-source error analyzing and controlling techniques for aircraft thin-walled structures riveting[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2011.

[3] 刘平, 张开富, 李原. 铆接变形及有限元分析[J]. 航空制造技术, 2008(22):94-97.

LIU P, ZHANG K F, LI Y. Rivet deformation and its FE analysis[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008(22):94-97.

[4] SZYMCZYK E, DEREWOŃKO A, JACHIMOWICZ J. Analysis of displacement and stress distributions in riveted joints[J]. III European Conference on Computational Mechanics Solids, Structures and Coupled Problems in Engineering C.A, 2006, 6(5-8):434-435.

[5] LI G, SHI G Q, NICHOLAS C, et al. Studies of residual stress in single-row countersunk riveted lap joints[C]. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Confer., 2005.

Research on the Simulation Method for Batch Riveting of Aircraft Thin-Walled Components

WANG Zhongqi, LU Xin, YANG Yuan, KANG Yonggang, CHANG Zhengping

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] Fuselage and wing panels are aircraft typical components, with characteristics of thin-wall, weak rigidity, great curvature changing, and structure deformation problems reflected in riveting process are still unable to predict in component assembly and general assembly stage accurately. This paper establishes a simplified model of multi-riveted joints oriented to finite element simulation for aircraft thin-walled components from both the model and process of riveting, and a batch riveting simulation method is proposed with the relay calculated principles as the core, the MATLAB software as the secondary development platform and a large package ABAQUS finite element as the solver, through the simulation and analysis of 10 rivets and experiments the correctness of the established simulation method are verified. The method provides general guidelines on the deformation prediction problem during the entire aircraft riveting assembly process and effective theoretical supports for the aircraft fuselage or wing panel deformation control.

Keywords: Aircraft thin-walled components; Batch riveting; Simplified model; Finite element simulation; Deformation prediction

(责编 李丹)