

飞机复合材料结构装配间隙补偿 研究进展*

蔡跃波¹, 安鲁陵¹, 岳烜德¹, 叶鑫¹, 肖睿恒²

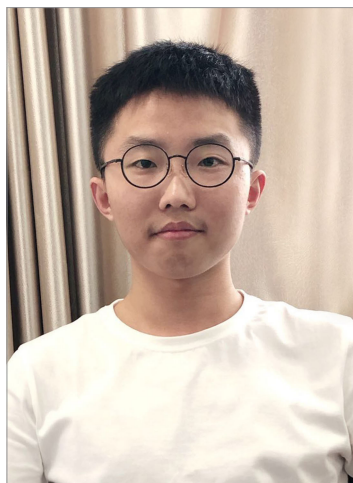
(1. 南京航空航天大学江苏省精密与微细制造技术重点实验室, 南京 210016;

2. 上海飞机制造有限公司, 上海 200436)

[摘要] 复合材料因为优异的力学性能, 在飞机制造中得到广泛应用。但由于制造偏差较大, 复合材料构件在装配时可能出现较大间隙或干涉, 此外复合材料的脆性较大, 强迫装配可能使结构发生层间局部损伤, 所以相对于金属材料构件, 复合材料构件的装配工艺更加复杂, 装配要求更高。装配间隙可以通过测量和补偿工艺来消除, 但是垫片材料的力学性能和复合材料相比有较大差异, 同时间隙补偿工艺缺乏统一标准, 这可能会影响复合材料构件的装配性能和使用性能。阐述和总结了国内外对复合材料构件装配间隙补偿的研究进展, 为复合材料构件装配提供参考。

关键词: 复合材料构件; 装配间隙; 间隙测量; 间隙补偿工艺; 力学性能

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.15.055



蔡跃波

硕士研究生, 研究方向为复合材料结构设计及制造。

复合材料比强度和比模量高, 耐疲劳性能好、比重小、减振性能高、耐热性高、制造工艺简单、工作安全性高, 非常适合于飞机构件的制造^[1-2], 在飞机制造领域得到了大量应用, 已经可以用于飞机的次承力构件和主承力构件制造, 比如方向舵、舱门、机翼翼盒、飞机壁板^[3-4]。在民用飞机上, 空客 A380 用到的复合材料总量占飞机总重量的 27%, 波音 787 的复合材料用量占了 50%, 空客 A350 的复合材料使用量也达到了 52%^[5], 国产大型客机 C919 的复合材料用量也达到了总重量的 12%; 在军用飞机方面, 美国 F-22 和 F-35 分别使用了占比 26% 和 36% 的复合材料^[6], 复合材料使用量的多少已经成为衡量飞机是否先进的重要因素。

受制造精度的影响, 复合材料构件成型的精度比金属材料构件较低,

尺寸误差和形状误差较大, 在进行装配时接合面之间可能会产生间隙^[7]。复合材料是由预浸料铺叠形成的, 所以其各向异性较为典型, 面内强度大于层间强度, 会引起构件的翘曲变形, 复合材料构件还存在脆性强、受冲击性能差、耐压性差的特点。因为其本身特性, 复合材料构件在装配的时候, 也可能产生间隙。由于间隙的存在, 复合材料构件的装配与金属材料构件的装配存在很大的区别。当间隙较小的时候, 可以直接进行强迫装配来消除间隙, 但是如果间隙较大, 强迫装配可能会在复合材料构件中产生较大的装配应力, 进而会损伤构件, 而且间隙较大时的强迫装配可能对复合材料构件造成严重的装配变形, 因此需在间隙中填补垫片来弱化装配应力的影响^[8]。

基于以上原因, 复合材料构件的

* 基金项目: 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金项目(kfjj20180510); 上海飞机制造有限公司合作项目(COMAC-SFGS-2018-3008)。

装配要求更高,飞机复合材料构件装配过程包括定位、夹紧、间隙测量、间隙补偿、制孔和连接等步骤。在间隙补偿工艺不当时,复合材料构件可能会有一定的层间损伤,降低了结构的承载能力,也可能会降低构件的疲劳寿命^[9]。在波音 787 服役期间,15 架飞机的垂尾在服役期限内产生了分层损伤,对复合材料构件产生了一定的破坏,经调查发现,可能是由于不恰当的间隙补偿工艺和较大的装配应力所致^[10]。本文就飞机复合材料结构装配间隙补偿的关键问题(间隙测量和间隙补偿工艺、间隙补偿对复合材料构件装配性能的影响、间隙补偿对复合材料构件使用性能的影响)的国内外研究进展进行阐述和总结。

间隙测量和间隙补偿工艺

1 间隙测量

间隙补偿之前的间隙测量工作是一个耗时耗力的过程,目前国内飞机装配过程中还是多用机械式塞尺测量间隙,这种方法严重依赖操作者的技术水平,精度和效率较低。随着飞机装配标准化程度的提高,阿莱尼亚宇航公司和洛克希德公司在飞机装配中发现有越来越多的间隙、孔洞需要测量,传统的测量方法精度不足,不能随时记录和存储数据,为此开发出一种新型电容式间隙测量装置(Gapman)^[11],如图 1 所示。Gapman 有一个带显示屏的手持主



图1 Gapman测隙仪

Fig.1 An instrument for measuring gaps (Gapman)

机,主机前端连接一个扁平棒,两个电容式位移传感器背对背地安装在扁平棒的末端,物理原理是电容大小和传感器与目标界面的距离成正比,距离的测量基于电容的变化。Gapman 测量仪使工人的操作技术不再对测量结果产生较大影响,可以测量金属和碳纤维复合材料表面的间隙,操作简单,便于携带,提供可视化读数,可以记录 10000 多组数据,精确度达到 $\pm 0.5\%$ 。目前 Gapman 测量仪已经在飞机装配间隙测量、发动机内部间隙测量、辊轮间隙测量等领域有所应用。

机械式塞尺和电容式间隙测量仪也较为费时,并且测量的数据也较多,可能使得装配效率降低。为了改变这一现状,有学者提出一种间隙预测方法,经研究和试验发现,这在一定程度上可以代替目前间隙测量工作。

Manohar 等^[12]提出了基于机器学习 and 稀疏感知策略的间隙预测技术,首先是根据历史生产数据学习间隙分布规律,采用鲁棒主成分分析算法(RPCA),对数据进行降维和区分出数据里的异常值,将数据矩阵 X 分解成低秩矩阵 L 和含有异常数据和损坏数据的稀疏矩阵 S ,低秩模式有利于后续稀疏采样,这样就获得了一批低维、稳健的间隙分布数据;然后结合稀疏传感器优化算法(旋转 QR 分解),寻找到可以最好表征剩余位置间隙的测量位置,通过最优位置测量到的少量间隙值来预测其余 n 个间隙。经过优化的测量信息具有良好的交叉验证性能,可能对未来飞机装配中局部或定向激光扫描提供帮助。美国波音公司曾利用此技术从 3% 的激光扫描点信息成功预测了 99% 的垫片使用情况,数据有力地证明了垫片预测技术的优越性,减少激光扫描点的数目直接减少了测量时间,提高了装配效率。Lacroix 等^[13]提出了一种基于测量数据的间隙预测方法,首先对组件的外形、尺寸进

行测量,然后将测量数据导入仿真模型中,进行装配的仿真过程,施加约束条件,获得变形网格,根据相关垫片的制造工艺预测出应该使用的垫片,进行了多组件的试验来验证这种方法的有效性。

目前来看,间隙预测的效果大致能满足飞机装配需要,可以减少一定的测量时间,提升了装配效率。但是间隙预测技术涉及算法开发,并且立足于大量的前期生产及测量数据,大量推广这种技术需要时间和技术人员的开发。随着我国飞机制造业的发展,生产数据会越来越完善,为了提高装配效率,间隙预测技术可能会成为未来飞机复合材料构件装配间隙测量的趋势。

2 间隙补偿工艺

间隙补偿工艺是利用各种形态的垫片填充间隙,使得接合面的上表面和下表面通过垫片实现间接接触,从而保证连接强度。目前采用的垫片类型有固体垫片、液体垫片和可剥垫片等^[14]。固体垫片的材料一般是钛合金和铝合金,根据间隙的大小现场切割出合适的垫片形状进行填补;常用的液体垫片有环氧树脂胶型^[15-16]和聚酯化合胶型,工作人员手动将其涂抹在构件上,经一段时间固化,可以进行连接操作^[17];可剥垫片的材质有钛合金、铝合金、玻璃纤维和碳纤维等,是一种层压型垫片,层与层之间用胶粘剂连接,可以根据大小不同的间隙剥离出合适厚度的垫片进行填补。

固体垫片在填隙时需要注意防腐问题,铝合金固体垫片不耐腐蚀,要在铬酸溶液中进行阳极化处理;钛合金固体垫片因耐腐蚀性能好,一般用在防腐区域,但是钛合金垫片费用成本很高,制造也较为困难。与固体垫片相比,液体垫片适用于间隙面积较大、形状和尺寸不一致、厚度较小的情况,而且液体垫片的制作成本更低。但是目前液体

垫片的使用也存在一些问题:第一,液体垫片固化时间较长,在常温下可能需几天甚至一个星期的时间来完成固化,垫片固化后才能进行下一道工序,这可能会耽误大量人力物力;第二,液体垫片在使用过程中浪费很大,最终固化量可能只有垫片总量的15%~25%,无形中增加了液体垫片的使用成本^[18];第三,液体垫片在固化后脆性很大,当达到使用年限后,有可能形成碎片,给飞行安全带来隐患。

因间隙大小不同,间隙补偿方案也不一,可以用单一垫片进行填补,也可以采取一定的组合进行填补,对有密封要求的位置,还需要用密封胶配合垫片进行填补^[19-21]。但是到目前为止,国内外就间隙补偿工艺这块仍没有形成一个统一的标准。Campbell等^[22]研究报告表明,在进行复合材料装配时,间隙小于0.005inch(0.127mm)可以直接进行强迫装配,不会对复合材料内部产生损伤或是损伤很微小,间隙在0.005~0.03inch(0.127~0.762mm)之间时可以采用液体垫片填隙,间隙大于0.03inch后需先采用固体垫片将间隙减小到0.03inch,再用液体垫片填隙,但是间隙不能大于0.06inch(1.524mm)。徐福泉等^[23]认为,受复合材料脆性大的限制,间隙在0.2~0.8mm之间可以采用液体垫片填隙,间隙大于0.8mm采用固体垫片填隙,否则会发生分层、开裂破坏。

间隙补偿对复合材料构件装配性能的影响

飞机复合材料构件大多采用螺栓连接,螺栓连接可以在一定程度上减小或消除间隙,在压紧力的作用下使结合面的上下两表面贴合^[24],但是间隙过大时,强迫装配不满足精度要求,需要进行间隙补偿。在螺栓拧紧过程中,间隙补偿参数的不同可能会使复合材料构件表面的应力应变变

化,从而影响构件内部的装配应力。

针对复合材料层合板在连接装配阶段的间隙,蒋麒麟等^[25-26]研究了复合材料层合板在螺栓拧紧过程中层内的应力分布、螺栓孔边的层间应力分布、复合材料板刚度的变化,在未进行填隙和用液体垫片填隙的情况下设计了相关试验,并建立三维有限元模型来验证。研究结果发现,层合板上表面的压应力和下表面的拉应力大幅降低,中间层也有下降但幅度较小,说明液体垫片填隙后使得层内应力分布更加均匀;各层层间应力的最大值逐渐靠近螺栓孔,造成孔边的应力集中,有利于阻止材料的分层;液体垫片的厚度会显著影响层内应力和层间应力,厚度越大,这种下降的趋势越大。由于液体垫片对层合板轴向刚度的定量研究较少^[26],还进行了这方面的研究,基于强迫装配和液体垫片填隙两种情况,在Abaqus中建立了有限元模型,并且设计了相应的试验装置进行比对,如图2所示,主要研究的是填隙补偿和不同的液体垫片厚度对复合材料板轴向刚度的影响。研究结果表明,被连接件的轴向刚度和螺纹连接结合面的有效接触面积成正比;如图3所示,与强迫装配的情况相比,液体垫片厚度的增加会显著增大复合材料板的轴向刚度;液

体垫片目前已经有3代产品,分别是EA934NA、EA9394、EA9377,它们的弹性模量分别是4.82GPa、4.07GPa、3.79GPa,液体垫片的弹性模量越高,会对复合材料板的轴向刚度的提高起促进作用。

目前对复合材料间隙补偿的研究多关注构件拉伸性能的变化,在螺栓预紧力的作用下复合材料板表面应力情况的研究较少。云一坤^[27]研究了填隙补偿参数对复合材料构件应力应变的影响规律,通过试验和有限元分析手段模拟了复合材料构件装配连接的过程,试验装置如图4所示,建立了双端固支模型和单搭接模型,研究结果发现,进行强迫装配时,螺栓孔附近变形较为严重,而中间区域因有贴合面,受影响较小;在用液体垫片填隙后,变形量有一定量的降低,说明液体垫片的使用降低了构件变形的程度,有一定的效果。岳烜德等^[28]研究了高锁螺栓预紧力的加载情况,通过比较强迫装配和液体垫片补偿下施加螺栓预紧力时复合材料构件表面的应变,分析了构件的变形情况,计算出了液体垫片补偿时构件的安全裕度。研究结果表明,在进行强迫装配时,在间隙边缘的区域受间隙影响严重,会发生严重弯曲变形,复合材料构件中间反而因为压紧贴合受间隙影响较

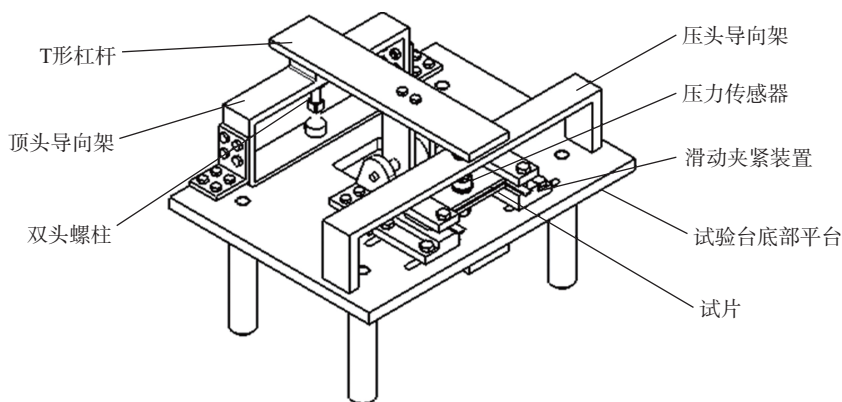


图2 T形杠杆式螺栓预紧力施加试验装置

Fig.2 Bolt pre-tightening force application experimental device of T-level structure

小;液体垫片的引入虽然会使局部区域的应变有所增加,但也极大改善了危险区域的应变情况,使得整体应变均匀化;在对液体垫片填补的安全裕度的分析后,发现0.2~0.7mm时,补偿效果较为稳定,一旦间隙大于0.7mm,液体垫片的补偿效果急速下降,由此可知,液体垫片不太适合大间隙的补偿。

间隙补偿工艺的正确使用可以改善连接孔边的应力应变状态,减小了复合材料层合板分层现象的发生概率。图4所示的试验装置还较为简陋,施加螺栓预紧力都是手动加载,在加载过程中很难保证加载力的稳定性和准确性,拆卸也比较费劲,试验得到的结果与真实结果会有一些出入,为了保证试验精度,后续设计的螺栓预紧装置应该尽量做到自动化和轻便化。

间隙补偿对复合材料构件使用性能的影响

由于垫片种类的不一,同一种垫片也会有多种型号,导致了垫片力学性能的多样性。当垫片用于复合材料构件的间隙补偿时,随着垫片厚度的增加,构件的使用性能(拉伸刚度、极限破坏载荷、二次弯曲强度、渐进损伤)会有显著的变化。间隙补偿对复合材料构件使用性能的影响包括静态力学性能的影响和动态力学性能的影响。其中,静态是准静态拉伸和压缩的情况;动态是受疲劳载荷、屈曲、冲击载荷的情况。

复合材料构件接头在复合材料构件装配研究中较为典型,并且间隙补偿和连接步骤都发生在接头处,试验和有限元分析的结合在研究中广泛运用。Huhne等^[29]利用ABAQUS演示了损伤过程,并加入了USDFLD子程序,研究发现连接件的拉伸刚度有随垫片厚度增加而减小的趋势。由于复合材料的失效大多发生在接头处,螺栓连接是复合

材料连接的典型方式,周松^[30]研究了复合材料螺栓连接的渐进损伤,在数值分析上,利用有限元软件里的USDFLD和VUMAT开发出了渐进损伤的子程序,一旦应力满足HASHIN准则,则复合材料构件的刚度开始衰减。对两种子程序运算

的结果进行了对比,计算结果显示,VUMAT收敛速度更快。Liu等^[31]研究了液体垫片厚度对复合材料-钛合金螺栓接头性能的影响,对接头部进行有限元分析,研究表明接头刚度和峰值载荷随着垫片厚度的增加会有显著减少。Zhai等^[32]研究了间

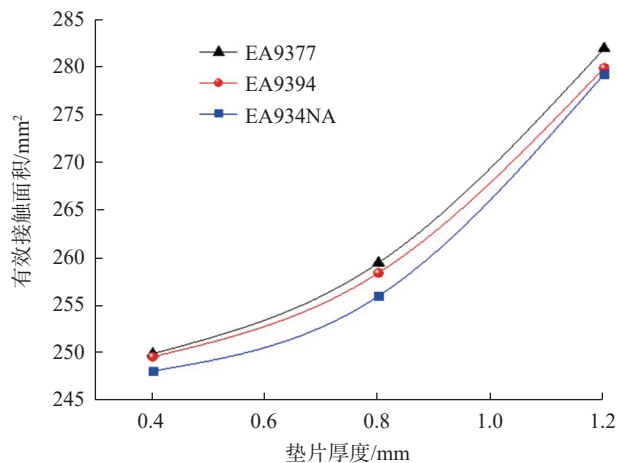


图3 液体垫片种类和厚度对有效接触面积的影响

Fig.3 Effect of type and thickness of liquid shim on effective contact area

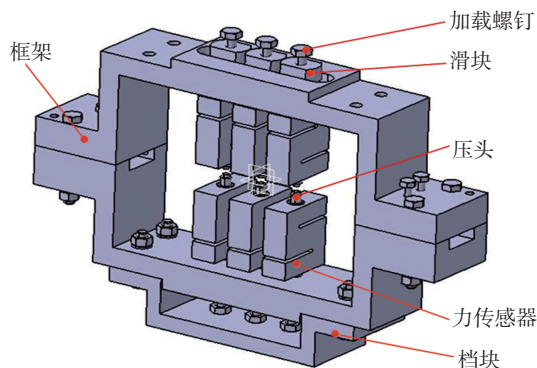


图4 框架式螺栓预紧力施加装置

Fig.4 Bolt pre-tightening force application experimental device of frame structure

隙的厚度和跨度对复合材料-铝连接承载力的影响,结果表明,间隙的大小直接影响沉孔单搭接复合材料-铝螺栓接头的承载能力,造成加载时偏心量的增加。

3D-DIC 由于可以得到复合材料构件表面的完整应变场,在研究中得到应用。Dhote 等^[33]研究了拉伸载荷下液体垫片对单螺栓接头力学性能的影响,并利用三维数字图像相关法(3D-DIC)对加载前后图像的比较,记录不同斑点的位移,从而得到构件表面的完整位移场和应变场,研究表明,液体垫片的使用会显著增大二次弯曲的幅度,三次弯曲的幅度也有稍许变化。Comer 等^[34]研究了同时承受热疲劳载荷和机械疲劳载荷的复合材料-铝合金接头性能,疲劳试验在一台液压伺服疲劳机上进行,不仅使用了三维 DIC 检测应变场,还利用了高倍二维 DIC 检测了接头的局部刚度,试验结果表明,接头刚度大小与液体垫片厚度有很大关系,且这种关系是反向的。

Gao 等^[35-36]通过三维非线性有限元(FE)分析了不同垫片在复合材料螺栓接头的承载能力,在有限元模型中引入了 Chang-Lessard 失效准则,对螺栓的渐进损伤进行预测,并通过拉伸试验进行横向比对。研究表明,螺栓接头的刚度和承载能力随着垫片厚度的增加而减小;与液体垫片相比,可剥垫片的承载能力更好,模量更高,二次弯曲的幅度也更小。同时为了可以定性、定量地研究液体垫片、可剥垫片对复合材料构件力学性能的影响^[36],建立了有限元模型,模型中考虑了复合材料基体和纤维的非线性剪切关系、面外应力、纤维弯曲,并建立拉伸试验与有限元结构对比。研究表明,有限元计算结果和试验结果基本吻合;在相同厚度下,可剥垫片的极限破坏载荷比液体垫片的高,厚度越大,相差越显著;如图 5 所示,对于 0.8mm

系列,液体垫片的最大破坏载荷比未填隙时高了 7.95%,可剥垫片高了 10.93%,可知,垫片的加入确实提高了复合材料的承载能力;可剥垫片的初始刚度大于同厚度的液体垫片的初始刚度;在间隙厚度相同时,不填隙的二次弯曲强度大于填隙后的二次弯曲强度,液体垫片的二次弯曲幅度大于可剥垫片的。

岳岳德等^[37]以复合材料单搭接螺栓接头为研究对象,通过拉伸试验和渐进损伤有限元模型(FEA)研究了液体垫片对接头强度和刚度性能的影响、螺栓孔边应力应变分布和损伤规律。研究表明,如图 6 和 7 所示,拉伸试验得到的载荷-位移曲线比有限元得到的变化幅度更大,液体垫片厚度的增加会降低螺栓接头的拉伸刚度和峰值载荷;随着载荷的不断增大,孔边峰值应力会升高,液体垫片厚度的增加会使各个载荷下的峰值应力降低,孔边受力更加均匀,安全性得到提高。

Yun 等^[38]以单搭接复合材料高锁螺栓连接为研究对象,吸取了以前研究人员的经验,以 0.2mm 的间隙间隔(0.2mm、0.4mm、0.6mm、0.8mm)来测试力学性能,在拉伸机上完成试验,当峰值载荷有大幅度变化时停止加载,并建立有限元模型,

考虑非线性应力、应变关系,分析了渐进损伤规律,用最大应力准则代替了纤维拉伸准则。研究发现,随着液体垫片厚度的增加,复合材料单螺栓连接接头的刚度和最大载荷降低;液体垫片厚度的变化会严重影响载荷路径的偏心;将孔壁和螺栓的接触面展开成一个平面,发现液体垫片厚度越大,接触区域越集中,径向应力也就越集中。

在上述的研究中可以发现,在研究间隙补偿工艺参数对复合材料构件力学性能的影响时,建立的有限元模型太过简陋,今后的研究可以适当增加模型的复杂程度,比如将螺母、螺栓和垫圈分开建立模型,或者将螺栓和螺母的啮合部位的螺纹连接表示出来。对单一垫片补偿的情况已经通过大量试验验证出来了,下一步的研究工作可以是多种垫片混合补偿的情况。目前研究人员对准静态拉伸时复合材料构件性能的研究已经很深入,但对在疲劳载荷、冲击载荷下间隙补偿对复合材料构件使用性能影响的研究理论还很少。

结论

基于复合材料的优异性能,复合材料在飞机制造业中得到大量应用,但是由于制造精度的不足,复合材料

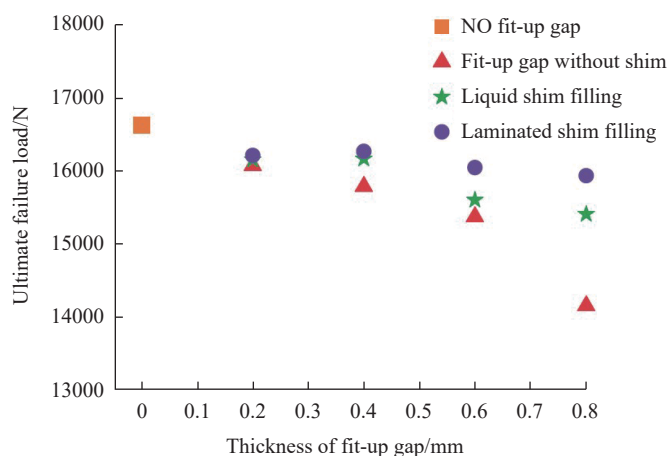


图5 复合材料构件的极限破坏载荷
Fig.5 Ultimate failure load of composite components

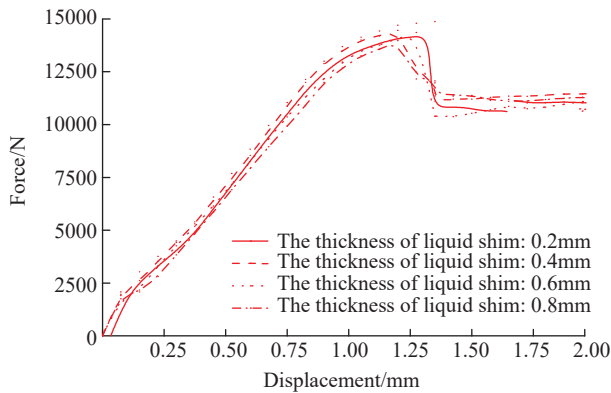


图6 试验得到的螺栓接头载荷-位移曲线

Fig.6 Load-displacement curves of joints in experiment

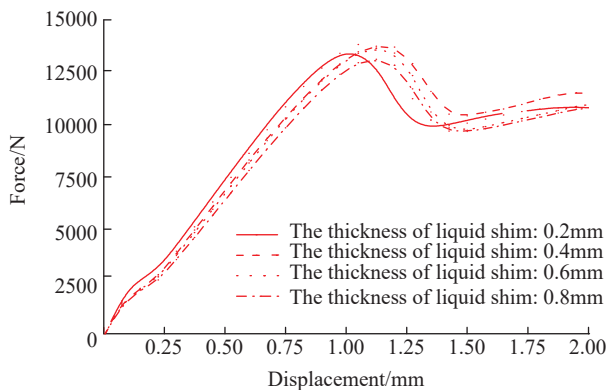


图7 有限元得到的螺栓接头载荷-位移曲线

Fig.7 Load-displacement curves of joints in FEA

装配时可能会产生间隙,间隙较大时进行强迫装配可能会在构件中产生较大的装配应力,这可能会损伤复合材料结构,所以需要通过间隙补偿来消除。但是在使用垫片填充间隙时,间隙测量的准确性可能会影响构件装配的质量,间隙补偿工艺的不同可能会改变复合材料构件的装配性能和使用性能。

在间隙补偿参数对复合材料构件使用性能的影响方面,大多数研究集中在准静态拉伸性能的变化,对于其他方面(受疲劳载荷、冲击载荷等)的研究太少;利用有限元软件对构件建模时,在保证准确度的条件下,尽可能地简化模型,这样虽然大大减少了计算时间,但是对于科研工作来说不是太严谨,也不符合实际工

程需要,随着硬件水平的提高,可以对模型做更多的细化,使得结果更精确;间隙补偿的垫片参数的研究多集中在液体垫片和可剥垫片,在飞机装配时,某些位置可能会用到固体垫片,为了研究的完整性,后续可以研究固体垫片参数对复合材料构件性能的影响。

参考文献

[1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 12-12.
DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1): 12-12.
[2] 牛春匀, 程小全, 张纪奎. 实用飞机复合材料结构设计与制造[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.
NIU Chunyun, CHENG Xiaoquan, ZHANG

Jikui. Composite airframe structures: practical design and manufacture information[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010.

[3] 黄春, 李光丽, 袁士平, 等. 机翼翼盒装配间隙精密补偿研究[J]. 航空制造技术, 2010, 53(20): 63-66.

HUANG Chun, LI Guangli, YUAN Shiping, et al. Research on active compensation for assembly gap of aircraft wing box[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(20): 63-66.

[4] 孙振起, 吴安如. 先进复合材料在飞机结构中的应用[J]. 材料导报, 2015, 29(11): 61-64.

SUN Zhengqi, WU Anru. Application of advanced composite in aircraft structures[J]. Materials Review, 2015, 29(11): 61-64.

[5] MARSH G. Airbus A350 XWB update[J]. Reinforced Plastics, 2010, 54(6): 20-24.

[6] 李东升, 翟雨农, 李小强. 飞机复合材料结构少无应力装配方法研究与应用进展[J]. 航空制造技术, 2017, 60(9): 30-34.

LI Dongsheng, ZHAI Yunong, LI Xiaoqiang. Research and application advances of stress-less assembly methods for composite airframe[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(9): 30-34.

[7] 岳胜, 代多兵, 安鲁陵. 飞机结构装配间隙超差分析与对策[J]. 航空制造技术, 2013, 56(12): 81-84.

YUE Sheng, DAI Duobing, AN Luling. Analysis and countermeasure for out-of-tolerance clearance in structural assembly of aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(12): 81-84.

[8] 谢方琳. 加垫补偿在飞机装配中的应用[J]. 航空学报, 1987, 6(6): 321-325.

XIE Fanglin. Application of padding offset in aircraft assembly[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1987, 6(6): 321-325.

[9] 邵远新, 王伟龙, 张磊, 等. 装配间隙对疲劳寿命影响的分析方法研究[J]. 飞机设计, 2017, 37(6): 40-42.

SHAO Yuanxin, WANG Weilong, ZHANG Lei, et al. Analysis method of the fatigue life affected by assembly clearance[J]. Journal of Aircraft Design, 2017, 37(6): 40-42.

[10] WALKER K. EASA widens AD for A380 cracks; Boeing confirms 787 shims[EB/OL]. (2012-02-09). <https://atwonline.com/delete/easa-widens-a380-cracks-ad-boeing-confirms-787-shims.html>.

[11] HALVA J. Development of air gap measurement in an electric motor[D]. Helsinki: ABB, Pitäjänmäk Machine Factory, 2013.

- [12] MANOHAR K, HOGAN T, BUTTRICK J, et al. Predicting shim gaps in aircraft assembly with machine learning and sparse sensing[J]. *Journal of Manufacturing Systems*, 2018, 48: 87–95.
- [13] LACROIX C, MATHIEU L, THIÉBAUT F, et al. Numerical process based on measuring data for gap prediction of an assembly[J]. *Procedia CIRP*, 2015, 27: 97–102.
- [14] ANTOLIN-URBANEJA J C, LIVINALLI J, PUETEO M, et al. End-effector for automatic shimming of composites[C]//*Proceedings of SAE 2016 Aerospace Manufacturing and Automated Fastening Conference & Exhibition*. Baden-Wuerttemberg: Academic Conference Professional, 2016.
- [15] BRESSON G, JUMEL J, SHANAHAN M E R, et al. Statistical aspects of the mechanical behaviour a paste adhesive[J]. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2013, 40: 70–79.
- [16] YI S Y, LU L A, GUO Q G, et al. Effect of liquid shim on the stiffness and strength of the composite-composite single lap joint[C]//*Proceeding of 2016 International Conference on Applied Mechanics, Mechanical and Materials Engineering*. New York: Destech Publication, 2016.
- [17] LEE R. Evaluation of shimming options with applications to JSF[R]. Technical Report (preliminary), Advanced Affordability Initiative, 1999.
- [18] SMITH J M. Concept development of an automated shim cell for F-35 forward fuselage outer mold line control[D]. Menomoie: University of Wisconsin-Stout, 2011.
- [19] DHOTE J X, COMER A J, STANLEY W F, et al. Study of the effect of liquid shim on single-lap joint using 3D Digital Image Correlation[J]. *Composite Structures*, 2013, 96(4): 216–225.
- [20] U.S. Department of Defense. Military handbook-MIL-HDBK-17-1F[S]. Washington D.C: U.S. Department of Defense, 2002.
- [21] CARDABAE A B, LENCE F R, GOMEZ J S. Design and fabrication of the carbon Fiber/EpoxyA-320 horizontal tailplane[J]. *SAMPE Journal*, 1990(1): 9–13.
- [22] CAMPBELL F C. *Manufacturing processes for advanced composites*[M]. Amsterdam: Elsevier Science, 2004.
- [23] 徐福泉, 高大伟. 复合材料结构装配过程中的制孔和连接[J]. *航空制造技术*, 2010, 53(17): 72–74.
- XU Fuquan, GAO Dawei. Drilling and linking during composites structure assembly process[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2010, 53(17): 72–74.
- [24] 王花娟, 杨杰, 刘新东, 等. 复合材料机械连接强度影响因素的研究进展[J]. *材料导报*, 2007(S3): 438–440.
- WANG Huajuan, YANG Jie, LIU Xindong, et al. Progress in research on affecting factors of mechanical joining strength of composite material[J]. *Materials Review*, 2007(S3): 438–440.
- [25] 蒋麒麟, 安鲁陵, 云一坤, 等. 间隙补偿及液体垫片参数对层合板单层与层间应力的影响[J]. *机械科学与技术*, 2017, 36(10): 1633–1640.
- JIANG Qilin, AN Luling, YUN Yishen, et al. Effect of gap compensation and parameters of liquid shim on composite laminates internal stress and interlaminar stress[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2017, 36(10): 1633–1640.
- [26] 蒋麒麟, 安鲁陵, 云一坤, 等. 间隙补偿对单螺栓连接层合板轴向刚度的影响研究[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2016(11): 59–64.
- JIANG Qilin, AN Luling, YUN Yishen, et al. Effect of gap compensation on axial stiffness in single bolt fastening composite laminates[J]. *Glass Reinforced Plastics/Composite Materials*, 2016(11): 59–64.
- [27] 云一坤. 间隙补偿参数对复材螺栓连接结构力学性能的影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- YUN Yishen. Research on the effect of gap-filling parameters on mechanical behavior of the bolt connected composite structure[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [28] 岳烜德, 安鲁陵, 云一坤, 等. 液体垫片对复合材料装配结构应力和应变的影响[J]. *复合材料学报*, 2018, 35(10): 2665–2677.
- YUE Xuande, AN Luling, YUN Yishen, et al. Effect of liquid shim on stress and strain of composite assembly structure[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2018, 35(10): 2665–2677.
- [29] HUHNE C, ZERBST A K, KUHLMANN G, et al. Progressive damage analysis of composite bolted joints with liquid shim layers using constant and continuous degradation models[J]. *Composite Structures*, 2010, 92(2): 189–200.
- [30] 周松. 复合材料螺栓连接渐进损伤的实验及数值分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.
- ZHOU Song. Experimental and numerical investigation on progressive failure response of composite bolted joint[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013.
- [31] LIU L, ZHANG J, CHEN K, et al. Experimental and numerical analysis of the mechanical behavior of composite-to-titanium bolted joints with liquid shim[J]. *Aerospace Science & Technology*, 2016, 49(5): 167–172.
- [32] ZHAI Y N, LI D S, LI X Q, et al. An experimental study on the effect of joining interface condition on bearing response of single-lap, countersunk composite-aluminum bolted joints [J]. *Composite Structures*, 2015, 134: 190–198.
- [33] DHOTE J X, COMER A J, STANLEY W F, et al. Study of the effect of liquid shim on single-lap joint using 3D digital image correlation[J]. *Composite Structures*, 2013, 96(4): 216–225.
- [34] COMER A J, DHOTE J X, STANLEY W F, et al. Thermo-mechanical fatigue analysis of liquid shim in mechanically fastened hybrid joints for aerospace applications[J]. *Composite Structures*, 2012, 94(7): 2181–2187.
- [35] GAO G Q, AN L L, ZHANG W, et al. Investigation into bearing capacity of composite bolted joints with different shim[C]//2016 4th International Conference on Sensors, Mechatronics and Automation (ICSM 2016). Hampton Atlantis Press, 2016.
- [36] GAO G Q, AN L L, ZHANG W, et al. Shimming effect on the mechanical behaviors of composite assembly structures of aircraft[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(3): 851–860.
- [37] 岳烜德, 安鲁陵, 云一坤, 等. 液体垫片对复合材料单搭接螺栓接头力学性能的影响[J]. *复合材料学报*, 2018, 35(1): 50–60.
- YUE Xuande, AN Luling, YUN Yishen, et al. Influences of the liquid shim on the mechanical properties of single-lap composite bolted joint[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2018, 35(1): 50–60.
- [38] YUN Y S, AN L L, GAO G Q, et al. Effect of liquid shim on the stiffness and strength of the composite-composite single lap joint[J]. *DEStech Transactions on Materials Science and Engineering*, 2016.
- 通讯作者: 安鲁陵, 教授, 博士生导师, 研究方向为数字化制造、飞机装配技术, E-mail: anllme@nuaa.edu.cn.

Research on Aircraft Composite Components' Assembly Gap Compensation

CAI Yuebo¹, AN Luling¹, YUE Xuande¹, YE Xin¹, XIAO Ruiheng²

(1. Jiangsu Key Laboratory of Precision and Micro-manufacturing Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shanghai Aircraft Manufacturing Co. Ltd, Shanghai 200436, China)

[ABSTRACT] Because of composite materials' excellent mechanical properties, they are widely used in aircraft manufacturing. Due to the large manufacturing deviation, there may be large gaps or interferences in the assembly of composite components. In addition, the brittleness of composite materials is large, and forced assembly may cause local damage between layers. Therefore, compared with metal materials, the assembly process of composites is more complex and the assembly demands are higher. Assembly gaps can be eliminated by measurement and compensation process, but the mechanical properties of shims are different from those of composite materials, and the gap compensation process lacks a unified standard, which may affect the assembly and service properties of composite components. This paper describes and summarizes the worldwide research progress about composites assembly, providing reference for future composites assembly.

Keywords: Composite components; Assembly gap; Gap measurement; Gap compensation process; Mechanical properties
(责编 长青)

(上接第54页)

Research on Centering Location Technology in Automatic Electromagnetic Riveting Based on Industrial Intelligent Camera

QIU Jiwei¹, CAO Zengqiang²

(1. Xi'an ASN Technology Group Co., Ltd., Xi'an 710072, China;

2. School of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] Aiming at the neutral problem of manual electromagnetic riveting, a three-coordinate electromagnetic riveting bracket system based on industrial intelligent camera is designed. The riveting holes are photographed by using industrial intelligent camera, and the center coordinates of the holes are rapidly calculated by image processing, finally the result is converted into the assembly coordinate system according to the coordinate transformation. In this paper, the composition, working principle, hardware and software design of the three-coordinate riveting bracket system are described in detail. Siemens Smart PLC motion control function can achieve three coordinate positioning control, and human-computer interaction interface is established by WinCC touch screen. With the actual implementation process, experimental results verify the effectiveness of the positioning function and alignment accuracy of the system.

Keywords: Electromagnetic riveting; Industrial intelligent camera; Centring degree; PLC; Motion control
(责编 长青)