

# 大型复合材料构件连接装配 二次损伤及抑制策略\*

高航<sup>1</sup>, 曾祥钱<sup>1</sup>, 刘学术<sup>2</sup>, 王一奇<sup>1</sup>, 杨宇星<sup>1</sup>, 丛茜<sup>3</sup>

(1. 大连理工大学机械工程学院, 大连 116024;

2. 大连理工大学汽车工程学院, 大连 116024;

3. 上海航天设备制造总厂, 上海 200245)

**[摘要]** 在分析复合材料构件成型和制孔过程中产生缺陷的基础上, 从构件成型质量、连接孔加工质量和连接孔配合质量 3 个方面研究了影响装配应力分布的主要因素及其影响规律。研究发现, 装配间隙为 1.0mm 时, 连接区最大应力可达 537MPa; 垂直度误差为 1° 时, 连接区最大应力超过 300MPa; 连接孔同轴度误差为 0.03mm 时, 连接区最大应力可达 443MPa。装配应力过大引起材料内部成型缺陷和制孔损伤的进一步扩展, 形成二次损伤, 严重影响装配质量。通过合理设计结构和铺层、优化成型工艺和制孔参数, 可以减少初始损伤; 采用自动化装配技术、优化工装结构、合理安排装配工序和应用填隙补偿工艺降低装配应力, 进而有效抑制二次损伤的诱发与扩展, 为实现大型复合材料承力构件的高质量精准连接装配提供理论方法和技术支持。

**关键词:** 复合材料; 连接装配; 二次损伤; 抑制策略

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2017.22.028



高航

教授、博士生导师, 大连理工大学现代制造技术研究所副所长、精密与特种加工教育部重点实验室副主任。研究方向为航空航天复合材料高质高效加工和装配技术及其数控工艺装备研发。

\* 基金项目: 国家 973 计划项目(2014CB046504)。

复合材料具有轻质高强等特性, 可设计性强, 在航空制造领域得到广泛应用<sup>[1-2]</sup>。从小尺寸的扰流板、整流罩等非承力构件, 到尾翼等次承力部件, 再到舱段、机翼等大型主承力结构, 复合材料已逐步替代铝钛合金、高强钢等传统金属材料, 成为重要的航空结构材料<sup>[3-4]</sup>。例如, 波音 787 复合材料用量已超过结构总质量的 50%, 这标志着大型民机正式迈入复合材料时代<sup>[5]</sup>。

尽管复合材料成型工艺日趋成熟, 各种新技术的发展使复合材料结构的完整性得到大大的提高, 然而考虑成型工艺的限制以及设计、工艺、运输、维修等方面的需求<sup>[6]</sup>, 大型复合材料承力构件的制造仍然需要大量的螺栓完成构件间的连接装配<sup>[7]</sup>。在连接区, 由于制孔破坏了结构的完

整性, 易引起应力集中, 是易出现损伤的关键部位, 如图 1 所示。据统计, 飞机 75%~80% 的疲劳破坏发生在机体结构的连接部位<sup>[8]</sup>。

复合材料呈现非均匀、各向异性, 是一种具有微观结构且存在微观缺陷的材料, 其损伤形式多样、损伤机理也异常复杂。复合材料构件工艺过程包括成型、加工和装配, 如图 2 所示, 其中成型过程可细分为铺放和固化, 加工过程包括制孔和切边。由于成型工艺和制孔技术的制约, 构件极易出现各种不同尺度的缺陷和误差, 如铺放过程出现纤维重叠、空缺、褶皱; 固化过程中受温度、压力、时间等参数的影响出现孔隙、夹杂、分层、翘曲变形; 制孔过程中出现毛刺、分层、撕裂和加工误差。这些前期工艺过程产生的缺陷和损伤累积

到装配过程,由于装配应力的作用出现扩展,形成“二次损伤”。

复合材料构件成型和制孔过程中不可避免地产生变形和尺寸误差,在贴合面处形成装配间隙、连接孔同轴度误差等问题,导致装配干涉和应力集中,极易诱发二次损伤<sup>[9]</sup>。当构件自动化连接装配时,若贴合面存在大的随机变形,易使多工序钻铆连接中工具的位姿偏差和重复定位误差难以控制,产生连接孔配合误差,亦会引起装配应力和连接二次损伤。连接装配应力和二次损伤可导致飞机在服役期间无征兆破损,严重影响复合材料承力构件使役性能的可靠性,甚至造成灾难。

许多学者针对分层损伤在受载状态下的扩展行为和机理进行了深入的研究<sup>[10-12]</sup>,本文则针对初始损伤来源和装配过程开展了更多的分析。本文分析了构件成型和制孔过程易产生的缺陷和损伤类型,探讨了分层、孔隙、撕裂、毛刺等初始损伤的成因,总结归纳了装配过程存在的主要问题及影响要素,揭示了主要影响要素对装配应力的影响规律。在此基础上,从减少初始损伤和降低装配应力两个方面提出了有效的二次损伤抑制策略,为低损伤高质量装配提供理论依据。

## 初始损伤分析

### 1 构件成型过程

为了降低复合材料结构的制造成本,很多新的成型工艺不断出现,如RTM成型技术、低温固化技术、纤维自动铺放技术、复合材料辐射固化技术、连续缠绕技术、热压罐-铺层技术等<sup>[13]</sup>。由于难以精确控制成型过程,复合材料构件不可避免地会产生各类缺陷,如孔隙、分层、褶皱、翘曲变形、贫胶、富脂、脱粘、弱粘、疏松等,如图3所示。当构件尺寸大、存在变厚度结构时,热压固化过程中的温度和压力等参数调控更加困难,更

易产生缺陷和损伤。

分层是复合材料制备过程的主要缺陷类型,在复合材料构件成型过程中分层缺陷甚至可占有所有缺陷的55%以上<sup>[14]</sup>。分层的形成机理比较复杂,主要成因包括:(1)构件结构复杂,例如变厚区和R角区,易导致成型过程纤维和温度分布不均匀,构件内部形成内应力,引起分层;(2)构件内部残留的气泡在成型过程中成长为分层;(3)成型过程中环境污染及夹杂均会造成分层<sup>[15]</sup>。构件结构越复杂,则越容易产生分层缺陷,如“工形”构件由于存在拐角区和填充区,分层比例高达11.2%;而构形简单的层合板分层缺陷可控制在2%以内<sup>[14]</sup>。

孔隙是复合材料的又一常见成

型缺陷。它的存在削弱了复合材料的承载性能和使役可靠性<sup>[16]</sup>。由于树脂的流动和纤维的密实性,易导致排气不畅,在构件内形成气泡,并随着固化过程而运动、汇聚、定型,最终形成尺寸在几微米至几毫米级的孔隙<sup>[17]</sup>。Li等<sup>[18]</sup>研究发现,纤维浸润性差、蒸气分子的滞留及交联反应时的分子挥发是孔隙形成的主要原因。

复合材料构件成型误差的主要表现为随机变形大。随机变形过大不仅会导致构件翘曲回弹现象,影响构件的力学性能和寿命,还会引起裂纹和分层的产生<sup>[19]</sup>。引起固化变形的的主要原因可分为3类:热膨胀系数不均产生的热变形、树脂固化收缩过程的化学变形和模具作用的机械变形<sup>[20]</sup>。在固化成型过程中,树脂发



图1 飞机连接区域结构失效

Fig.1 Structure failure at joint connecting area of aeroplane

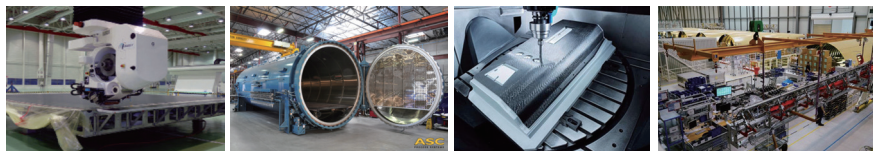


图2 复合材料构件工艺流程

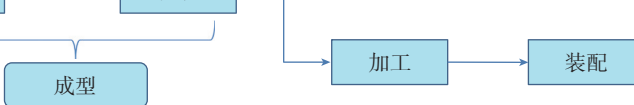
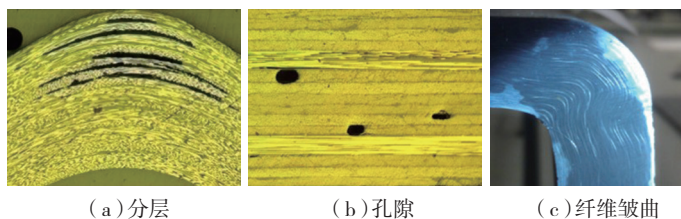


图2 复合材料构件工艺流程

Fig.2 Technological process of composite component



(a) 分层

(b) 孔隙

(c) 纤维皱曲

图3 复合材料构件成型缺陷

Fig.3 Defects induced in preparation of composite component

生交联化学反应而释放大热量,并由低模量的黏性流体转变为高模量的黏弹性直至弹性固体,构件内部易出现温度场和固化率的不均匀性,导致热膨胀和固化收缩<sup>[21]</sup>。

## 2 构件制孔过程

复合材料是各向异性材料,其脆性大、硬度高、导热性和层间结合力差,因而可加工性差,易产生加工缺陷和损伤。复合材料构件制孔缺陷和损伤主要包括分层、撕裂、毛刺、加工尺寸精度误差及表面粗糙等,如图4所示。

分层损伤是影响钻孔质量和材料使用寿命最严重的一类缺陷<sup>[22]</sup>。引起复合材料制孔分层的主要原因是钻削力和钻削热综合作用,其中钻削力为绝对主导<sup>[23]</sup>。在制孔过程中,由于轴向钻削力的作用,复合材料构件累积内应力,当内应力达到或超过材料层间结合强度时,层间结合树脂破坏形成分层<sup>[24]</sup>。此外,钻削热聚集在工件与刀具接触部位,而复合材料的增强体和基体的热膨胀系数不同,形成热应力,使工件产生局部应变引起分层<sup>[25]</sup>。钻削热只集中在切削刃周围区域,作用时间短,所以对分层的影响要小得多。

撕裂常出现于孔出口表面钻头即将钻出过程。随着钻头的进给切削,工件材料逐渐被切除,待加工材料厚度减小引起强度降低,而钻头保持恒定进给,导致待加工材料挤出破坏先于切削去除,形成脱离工件基体的材料撕裂<sup>[26]</sup>。撕裂方向与出口处最外层的纤维方向密切相关<sup>[27]</sup>。此外,进给速度和主轴转速是影响撕裂

的主要切削参数:随着进给速度的增加,撕裂加大;增大主轴转速对撕裂产生有抑制作用<sup>[28]</sup>。

毛刺缺陷是指残留在孔边缘部分未完全切断的表层纤维,通常出现在加工孔的进出口处<sup>[29]</sup>。表层纤维“顺向”切削部分容易引起毛刺;而“逆向”切削部分,一般毛刺较少<sup>[24]</sup>。毛刺的产生主要受切削刃锋利度的影响<sup>[26]</sup>。

## 连接装配中的二次损伤

### 1 存在的问题

受成型和制孔工艺的限制,实际获得的零件与初始设计必然存在一定偏差,这些成型误差和加工误差的累积最终影响连接装配精度和协调性,零件数量越多,累积的误差就越大,越容易产生不协调问题,造成装配应力过大和应力集中现象,诱发二次损伤,进而影响装配质量<sup>[30]</sup>。

根据工艺阶段划分,影响装配应力分布的因素可以归纳为3个方面:

(1) 构件成型质量。构件在成型过程中,受制备工艺、固化参数等因素的影响,易出现褶皱、翘曲变形、尺寸误差等问题,造成装配过程贴合面间存在间隙,出现装配尺寸偏差。

(2) 连接孔加工质量。构件在制孔过程中,受到刀具类型、刀具磨损和切削参数等因素的影响,会引起连接孔圆度误差、尺寸精度误差、垂直度误差等。

(3) 连接孔配合质量。包括连接孔与螺栓配合形式、配合间隙和预紧力大小。此外,若出现连接孔错位,也会引起装配应力过大。

### 2 装配应力分析

装配应力是诱发二次损伤的根本原因。在连接装配过程中,由于预紧力的作用,当存在装配问题时,往往出现应力集中现象,促使初始缺陷和损伤扩展,严重影响结构的承载性能和安全性。因而,应针对以上提及装配过程存在的问题,探究其对装配应力的影响规律,从而为低损伤高质量装配提供理论依据。

#### 2.1 构件成型质量

在构件成型质量方面,装配间隙对装配应力的影响最大。在当前的实际生产过程中,由于制造工艺的限制,大型复合材料构件成型后的随机变形很难控制,构件随机变形引起的装配间隙是复合材料构件装配过程中普遍存在的问题,严重者能达数毫米,而制件本身的成本又比较高,为了避免废品的产生,在装配过程中需要增加填隙补偿工艺,从而实现低应力装配。但目前装配间隙对装配应力分布的影响规律及填隙工艺规范仍不明晰,因此有必要开展对相关规律的研究,为后续装配过程是否需要增加填隙补偿工艺提供参考。当存在装配间隙时,在预紧载荷作用下,间隙慢慢闭合。在此过程中,连接区和间隙过渡区出现应力集中,尤其是沿结构厚度方向,易引起初始分层缺陷出现严重扩展。本文研究了预紧作用下装配间隙对应力分布的影响规律,其结构如图5所示。

考虑连接区的内部应力分布不易测量,为了研究装配间隙对结构装配应力分布的影响规律,首先在连接孔表面粘接应变片测量获得应力数据,从而验证有限元模型的正确性,之后基于ABAQUS有限元仿真,获得连接区域内部应力分布。通过分析0.5mm和1.0mm两种装配间隙在预紧力作用下连接区应力分布规律,发现装配间隙引起装配应力急剧增大。预紧力较小时,层合板最大应力随着预紧力的增大而急剧增大;预紧力达到某一临界值之后,层合板最

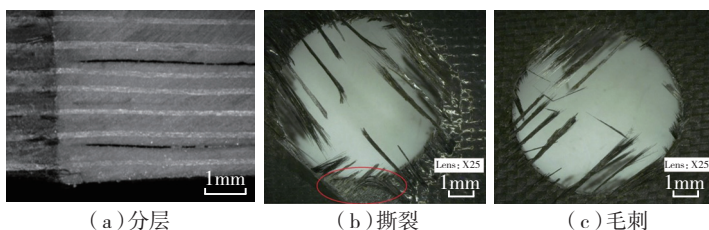


图4 复合材料构件制孔缺陷

Fig.4 Defects induced in drilling of composite component

大应力变化很小,如图6所示。间隙越大,该临界值越大。经分析,4mm厚的复合材料构件施加8kN预紧力,当装配间隙为1.0mm时,连接区最大应力可达537MPa。

### 2.2 连接孔加工质量

连接孔加工质量衡量指标包括垂直度误差、圆度误差、尺寸精度误差等。经分析,垂直度误差是影响装配应力的主要因素<sup>[31]</sup>,而圆度误差和孔径尺寸误差对装配应力影响较小,可忽略。当存在垂直度误差时,在装配过程中,预紧力作用迫使螺栓回正,螺栓与结构最早接触区域易出现应力集中,引起损伤扩展。

通过建立三维有限元模型,分析了 $\Phi 6\text{mm}$ 连接孔存在垂直度误差时结构连接区装配应力分布规律,结果如图7所示。研究发现,最大装配应力出现在孔的边缘,但在2倍孔径处装配应力明显增大,这主要是由于预紧过程螺栓头和螺母边缘部位引起构件对应位置的应力集中现象。当垂直度误差为 $1^\circ$ 时,连接区最大应力超过300MPa。此外,研究还发现,当连接孔垂直度误差从 $0^\circ$ 增加到 $4^\circ$ 时,接头弦刚度增大10%~40%,极限承载强度下降9%~12%<sup>[31]</sup>。

### 2.3 连接孔配合质量

由于连接孔加工过程中的尺寸精度影响,复合材料构件装配过程易出现连接孔同轴度误差,影响连接孔配合质量<sup>[32]</sup>,需要通过人为矫正对齐之后预紧装配。在矫正过程中极易引起连接区装配应力急剧增大,图8为错位孔连接过程示意图。

图9给出了无间隙装配时,连接孔同轴度误差对装配应力的影响规律。经研究发现,随同轴度误差的增加,装配应力急剧变大。当同轴度误差为0.03mm时,连接区最大应力可达443MPa。

## 二次损伤抑制策略

### 1 减少初始损伤

在构件成型和制孔过程中产生的缺陷和损伤在装配过程由于装配应力的作用,形成二次损伤,降低了结构的可靠性。提升构件成型和加工质量,减少初始缺陷和损伤,可有效减少二次损伤的产生。

(1)设计合理结构和铺层。复合材料构件在满足使用需求的前提下尽量减少突变截面和小曲率结构,根据结构设计合理铺层,在保证满足性能需求的同时实现构件膨胀系数

协调,可有效降低缺陷的产生。

(2)安排合理成型工艺,设计合适模具。辅助预吸胶工艺可有效实现材料固化后表面光滑、无皱折<sup>[33]</sup>。预成型体与模具之间的尺寸比例应控制在一定范围内,尺寸过于接近易导致预成型体受隔膜架桥影响而出现翘曲等缺陷<sup>[34]</sup>。蒲永伟等<sup>[35]</sup>在帽型加筋构件制造过程中,设计合理芯模结构工艺窗口,达到均衡型塑压作用。

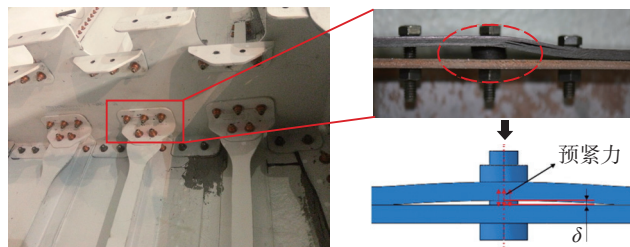


图5 复合材料结构装配间隙示意图

Fig.5 Illustration of assembling gap in composite structure

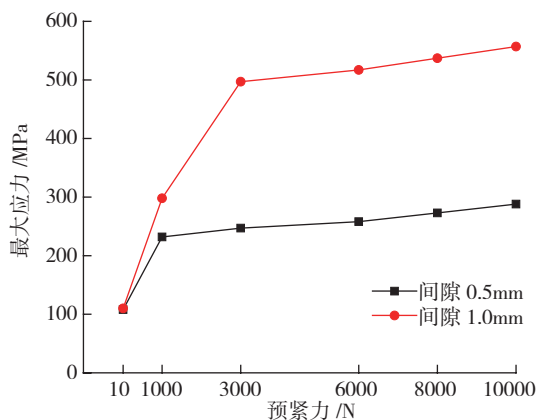


图6 不同间隙状态预紧力对装配应力的影响

Fig.6 Effect of pre-load on assembly-induced stress with different gaps

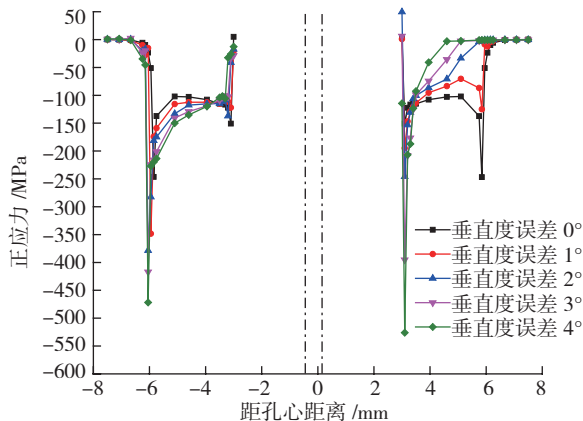


图7 垂直度误差对装配应力的影响

Fig.7 Effect of perpendicularity error on assembly-induced stress

(3) 选择合理的纤维/树脂体系, 安排合理的固化参数。此外, 对树脂进行改性, 也能提升工艺性能, 减少

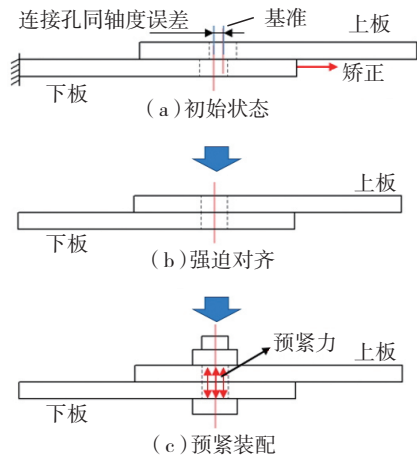


图8 错位孔连接过程示意图

Fig.8 Illustration of malposed joint connection

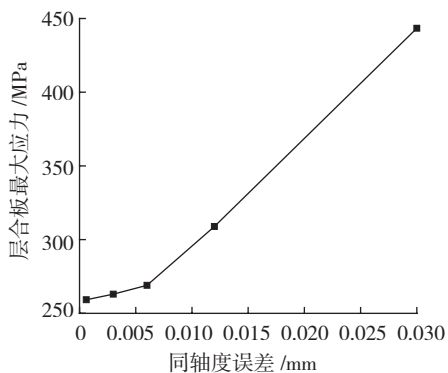
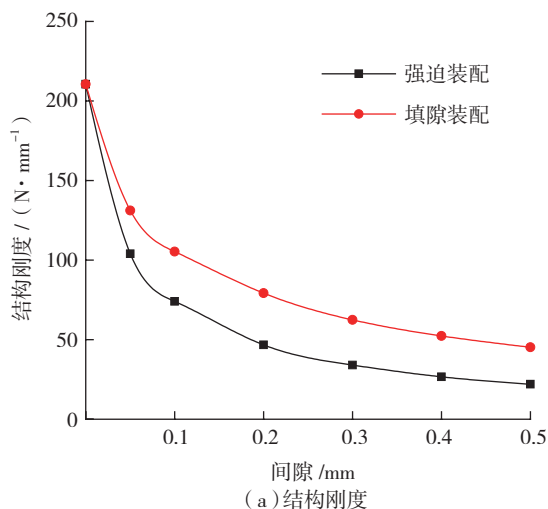
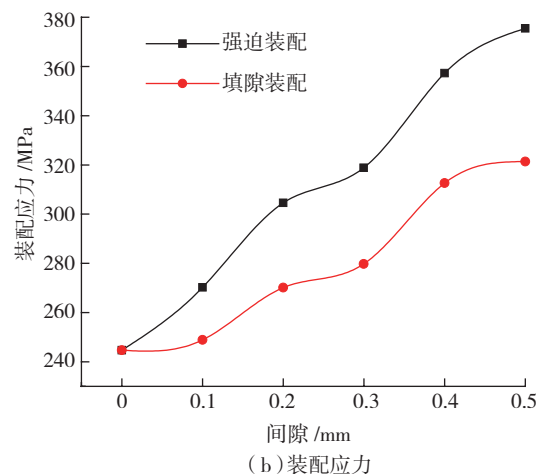


图9 同轴度误差对装配应力的影响

Fig.9 Effect of coaxiality error deviation on assembly-induced stress



(a) 结构刚度



(b) 装配应力

图10 填隙工艺对结构刚度和装配应力的影响

Fig.10 Effect of shimming on structure stiffness and assembly-induced stress

成型缺陷。通过热塑性树脂 PEK-C (聚醚酮-酚) 改性的环氧树脂具有优异的力学性能和耐高温性, 以及良好的工艺性能<sup>[36]</sup>。成型温度和时间是影响构件成型质量最主要的两个参数: 温度过低, 则预浸料层间滑移困难; 成型时间过短, 则预浸料容易变形, 从而导致拐角处出现纤维褶皱堆积, 削弱构件的承载性能<sup>[37]</sup>。成型压力的增大与加压点温度的降低都可以降低孔隙率与孔隙尺寸<sup>[38]</sup>。

(4) 构件制孔过程中设计合适夹具, 进行刀具和切削工艺参数优化。采用“以磨代钻”技术、螺旋铣削钻孔、广义双顶角钻头、钻-扩一体复合钻头均能使钻孔质量有很大的提升<sup>[39]</sup>。合理安排切削参数, 在构件钻孔部位出口处加垫板和粘贴可剥布或固化胶层, 可有效减少分层、撕裂等损伤<sup>[40]</sup>。

(5) 复合材料下料、铺放、切割实现自动化和数字化, 减少重复定位误差和技术人员手工操作偶然因素影响<sup>[41]</sup>。

## 2 降低装配应力

装配应力是诱发二次损伤的根本原因, 减小装配应力, 使装配应力分布均衡, 减少应力集中现象, 同样能有效减少二次损伤的诱发。

(1) 采用自动化装配技术, 结合

激光跟踪仪、CATIA 数字优化装配等多种数字化手段, 实现装配过程工艺补偿<sup>[30]</sup>。

(2) 优化型架等工装结构和装配基准, 合理分配装配工序, 减少定位件数量<sup>[42-44]</sup>。

(3) 复合材料连接采用干涉连接、在孔内注入胶液、连接孔表面加垫片, 可有效降低孔壁的应力集中并堵塞孔隙, 防止分层<sup>[45]</sup>。若存在多排连接, 一般采用并排模式, 尽量避免交错排列<sup>[25]</sup>。

(4) 采用特种紧固件, 如环槽钉、高锁螺栓、单面抽钉、螺纹抽钉等, 具有装配力小、夹紧力可控、密封等优点<sup>[6]</sup>。

(5) 针对复合材料构件装配贴合面存在间隙问题, 设计合理的填隙补偿工艺, 有利于减小装配间隙对结构强度和刚度的影响<sup>[46]</sup>。

通过试验对比分析了未填隙结构强迫装配和填隙补偿装配两种方式的结构刚度和装配应力。当装配间隙为 0.5mm 时, 经过填隙补偿, 结构刚度提升了 1 倍, 装配应力下降超过 15.8%, 如图 10 所示。这说明相比未填隙结构强迫装配, 经过填隙补偿可显著降低装配应力和增强结构刚度。根据填隙介质材料, 填隙工艺一般可分为液体垫片、固体垫片和混

合垫片。液体垫片主要由树脂组成,形状可控,但强度较低,适用于补偿尺寸较小、形状复杂的装配间隙;固体垫片主要是玻璃纤维,其强度高,适用于较大间隙;混合垫片由短切纤维和树脂混合而成,其强度介于液体垫片和固体垫片之间,既提升了强度,又保留了填隙形状可控的优点,是一种新型填隙方式。

## 结论

(1) 影响装配应力分布的因素包括:构件成型质量、连接孔加工质量和连接孔配合质量。经试验与仿真结合分析,在构件成型质量方面,装配间隙对装配应力的影响最大,当装配间隙为 1.0mm 时,连接区最大应力可达 537MPa;垂直度误差是连接孔加工质量方面影响装配应力的主要因素,当垂直度误差为 1° 时,连接区最大应力超过 300MPa;构件配合过程中连接孔同轴度误差引起装配应力急剧增大,同轴度误差为 0.03mm 时连接区最大应力可达 443MPa。

(2) 构件成型和制孔过程产生的缺陷是装配过程二次损伤的来源。设计合理结构和铺层,在满足使用要求的前提下减少突变截面和小曲率结构,可降低构件成型过程中产生的内应力,减少缺陷和变形的产生;辅助预吸胶工艺可有效实现材料固化后表面光滑、无皱折;合理设计模具可使构件承压均匀;应对树脂进行改性处理,增强其工艺性能;适当增大成型温度、延长成型时间,可促进层间滑移,减少拐角处纤维褶皱堆积;增大成型压力和降低加压点温度可降低孔隙率与孔隙尺寸;采用“以磨代钻”、螺旋铣削钻孔等先进技术,并在孔出口位置加垫板和粘贴可剥布或固化胶层,可减少分层、撕裂等缺陷的产生。

(3) 装配应力是诱发二次损伤的条件。通过采用自动化装配技术,结合激光跟踪仪、CATIA 数字优化

装配等多种数字化手段,实现装配过程工艺补偿;优化型架等工装结构和装配基准,合理分配装配工序,减少定位件数量;采用干涉连接,在孔内注入胶液,连接孔表面加垫片;使用环槽钉、高锁螺栓、单面抽钉、螺纹抽钉等特种紧固件;在存在装配间隙处进行填隙补偿等。这些技术手段可显著降低装配应力和提升结构刚度,从而减少二次损伤。

## 参考文献

- [1] ZHANG X H, HAO H, SHI Y C, et al. Static and dynamic material properties of CFRP/epoxy laminates[J]. Construction and Building Materials, 2016, 114: 638–649.
- [2] CHAMILA B, SABRINA F, DAVID T, et al. Durability of CFRP strengthened steel plate double-strap joints in accelerated corrosion environments[J]. Composite Structures, 2017, 160:1287–1298.
- [3] 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): 61–64,69.
- [4] SUN Zhenqi, WU Anru. Application of advanced composite in aircraft structure[J]. Materials Review, 2015, 29(11): 61–64,69.
- [5] 李映红, 赵智妹, 韩勖. 复合材料在飞机结构上的广泛应用[J]. 装备制造技术, 2011, 196(4): 138–140.
- [6] LI Yinghong, ZHAO Zhishu, HAN Meng. The wide application occasions of composite material in the aircraft structure[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2011, 196(4): 138–140.
- [7] 陈明, 邱坤贤, 秦声, 等. 高强度碳纤维增强复合材料层合板的钻削制孔过程及其缺陷形成分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(5): 667–674.
- [8] CHEN Ming, QIU Kunxian, QIN Sheng, et al. Study on drilling behaviors and defects forming process of high-strength CFRP laminates[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(5): 667–674.
- [9] 常仕军, 肖红, 侯兆珂, 等. 飞机复合材料结构装配连接技术[J]. 航空制造技术, 2010(6): 96–99.
- [10] CHANG Shijun, XIAO Hong, HOU Zhaoke, et al. Assembly and fastening technology for composites structure in aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(6): 96–99.
- [11] 朱智毅. 复合材料厚板螺栓连接挤压强度研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [12] ZHU Zhiyi. Research on bearing strength of bolted joints between thick composite laminates[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [13] 韦红余, 陈文亮, 蒋红宇, 等. 面向现代飞机装配的长寿命机械连接技术[J]. 航空制造技术, 2009(17): 34–37.
- [14] WEI Hongyu, CHEN Wenliang, JIANG Hongyu, et al. Long-life mechanical connecting technology for modern aircraft assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(17): 34–37.
- [15] 李晓东. 基于动态编码点的大型航空构件三维面测量研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2016.
- [16] LI Xiaodong. Research on three-dimensional surface measurement of large-scale aviation components based on dynamic coded targets[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2015.
- [17] GONG W R, CHEN J L, PATTERSON E A. Buckling and delamination growth behaviour of delaminated composite panels subject to four-point bending[J]. Composite Structures, 2016, 138: 122–133.
- [18] PANETTIERI E, FANTERIA D, DANZI F. Delaminations growth in compression after impact test simulations: Influence of cohesive elements parameters on numerical results[J]. Composite Structures, 2016, 137: 140–147.
- [19] LI J, XIAO Y L, YUAN Y N, et al. Numerical and experimental analysis of delamination in the T stiffener integrated composite structure[J]. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2016, 23(10): 1188–1196.
- [20] 张小溪. 复合材料成型工艺方法及优缺点分析[J]. 科技与企业, 2014, 267(18):165.
- [21] ZHANG Xiaoxi. The analysis on the forming process methods of composite material and its advantages and disadvantages[J]. Technology & Business, 2014, 267(18):165.
- [22] 王雪明, 谢富原, 李敏, 等. 热压罐成型复合材料复杂结构对制造缺陷的影响规律[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 757–762.
- [23] WANG Xueming, XIE Fuyuan, LI Min, et al. Effect rules of complex structure on manufacturing defects for composites in autoclave molding[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(4): 757–762.

- [15] 李金鹿,王从科,柴娟,等.工业CT技术检测喷管扩散段绝热层坯料的缺陷[J].工程塑料应用,2011,39(1):64-67.
- LI Jinlu, WANG Congke, CHAI Juan, et al. Industrial CT technology testing diffusion section of the blank layout of nozzle defects[J]. Engineering Plastics Application, 2011, 39(1): 64-67.
- [16] 陆铭慧,李沛茵,王旭.复合材料孔隙含量超声多参量评价方法研究[J].玻璃钢/复合材料,2016(3):55-59.
- LU Minghui, LI Peirui, WANG Xu. The study of composites voids content ultrasonic multi-parameter evaluation method[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2016(3): 55-59.
- [17] 张阿樱,张东兴,李地红,等.碳纤维/环氧树脂层压板的孔隙问题[J].宇航材料工艺,2011,41(3):16-19.
- ZHANG Aying, ZHANG Dongxing, LI Dihong, et al. Void of carbon fiber reinforced epoxy laminates[J]. Aerospace Materials & Technology, 2011, 41(3): 16-19.
- [18] LI S J, ZHAN L H, CHEN R, et al. Formation, influence mechanism and experimental characterization of composite porosity[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2016, 45(9): 2282-2286.
- [19] 李栋.树脂基复合材料曲面构件固化变形过程数值模拟[D].长沙:中南大学,2014.
- LI Dong. Numerical simulation of curing deformation of curved-surface resin composite components[D]. Changsha: Central South University, 2014.
- [20] 陈晓静.复合材料构件固化成型的变形预测与补偿[D].南京:南京航空航天大学,2011.
- CHEN Xiaojing. Deformation prediction and compensation for composite components during curing process[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [21] 马云荣,贺继林,李栋,等.树脂基复合材料曲面结构件固化变形数值模拟[J].复合材料学报,2015,32(3):874-880.
- MA Yunrong, HE Jilin, LI Dong, et al. Numerical simulation of curing deformation of resin matrix composite curved structure[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(3): 874-880.
- [22] 温姣玲,卢超,何方成,等.航空复合材料层压板钻孔分层缺陷相控阵检测参数优化[J].玻璃钢/复合材料,2017(2):21-25.
- WEN Jiaoling, LU Chao, HE Fangcheng, et al. Research on optimal parameters of ultrasonic phased array detection of drilling-induced delamination in composite laminates [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2017(2): 21-25.
- [23] 魏威,韦红金.碳纤维复合材料高质量制孔工艺[J].南京航空航天大学学报,2009,41(S1):115-118.
- WEI Wei, WEI Hongjin. High quality hole drilling process for carbon fiber composites[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009, 41(S1): 115-118.
- [24] 张厚江,陈五一,陈鼎昌.碳纤维复合材料(CFRP)钻孔出口缺陷的研究[J].机械工程学报,2004,40(7):150-155.
- ZHANG Houjiang, CHEN Wuyi, CHEN Dingchang. Investigation of the exit defects in drilling carbon fibre reinforced plastic plates[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2004, 40(7):150-155.
- [25] 李子峰,唐义号,吴剑峰.直升机复合材料结构装配工艺研究[J].纤维复合材料,2008,25(2):11-13.
- LI Zifeng, TANG Yihao, WU Jianfeng. Study on assembly techniques of composite structures of some helicopter[J]. Fiber Composites, 2008, 25(2): 11-13.
- [26] 李凤全.碳纤维复合材料制孔缺陷及对策的试验研究[D].大连:大连理工大学,2008.
- LI Fengquan. Study on the drilled disfigure of carbon fiber reinforced plastics and its countermeasures[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2008.
- [27] 温泉,郭东明,高航,等.基于划痕试验的碳纤维/环氧树脂复合材料制孔毛刺与撕裂缺陷形成机制[J].复合材料学报,2014,31(1):9-17.
- WEN Quan, GUO Dongming, GAO Hang, et al. Burr and spalling damages formation mechanism of carbon/epoxy composites by scratching experiment[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(1): 9-17.
- [28] 田勇.碳纤维复合材料钻孔缺陷研究与刀具优化设计[D].哈尔滨:哈尔滨理工大学,2015.
- TIAN Yong. Research on drill hole defect and optimization of tool design of carbon fiber reinforced polymer composites[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2015.
- [29] 崔西亮,田彪,王永国.碳纤维复合材料钻孔加工的缺陷分析[J].机电工程,2013,30(2):182-184,196.
- CUI Xiliang, TIAN Biao, WANG Yongguo. Carbon fiber reinforced plastic drilling defect analysis[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2013, 30(2): 182-184,196.
- [30] 魏洪峰.大型飞机复合材料双曲面组件的装配[J].宇航材料工艺,2012,42(6):97-99.
- WEI Hongfeng. Assembly for large aircraft composite hyperboloid components [J]. Aerospace Materials & Technology, 2012, 42(6): 97-99.
- [31] 高航,王建,杨宇星,等.垂直度误差对复合材料单钉连接性能的影响[J].航空学报,2017,38(2):285-293.
- GAO Hang, WANG Jian, YANG Yuxing, et al. Effect of perpendicularity error of hole on mechanical behavior of single-lap single-bolt composite joints [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(2): 285-293.
- [32] EGAN B, MCCARTHY C T, MCCARTHY M A, et al. Stress analysis of single-bolt, single-lap, countersunk composite joints with variable bolt-hole clearance[J]. Composite Structures, 2012, 94(3): 1038-1051.
- [33] 李一军.浅谈碳纤维复合材料成型工艺技术[J].广东科技,2012,21(21):169,202.
- LI Yijun. A brief discussion on the forming process technology of carbon fiber composite [J]. Guangdong Science and Technology, 2012, 21(21): 169, 202.
- [34] 姚双,李敏,顾轶卓,等.碳纤维复合材料C形结构热隔膜成型工艺[J].北京航空航天大学学报,2013,39(1):95-99,104.
- YAO Shuang, LI Min, GU Yizhuo, et al. Hot diaphragm forming of carbon fiber composite with C-shaped structure [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(1): 95-99,104.
- [35] 蒲永伟,湛利华.航空先进复合材料帽型加筋构件制造关键技术探究[J].航空制造技术,2015(4):78-81.
- PU Yongwei, ZHAN Lihua. Study on the key manufacturing technology of aeronautical advanced composite hat-stiffened structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(4): 78-81.
- [36] 王东.舱段用碳纤维/环氧树脂复合材料及其整体成型工艺[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010.
- WANG Dong. Study on integrated forming operation of carbon fiber/epoxy resin composite cylinder[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.
- [37] 汪冬冬,徐恒元,龚志红,等.碳纤维复合材料梁/肋零件热隔膜成型工艺研究[J].玻璃钢/复合材料,2016(10):50-55.
- WANG Dongdong, XU Hengyuan, GONG

Zhihong, et al. Study on the hot diaphragm forming of carbon fiber composite with beam and rib parts[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2016(10): 50–55.

[38] 陈超, 张娅婷, 顾轶卓, 等. 碳纤维/环氧树脂复合材料孔隙缺陷的工艺影响因素研究[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2014(5): 51–55.

CHEN Chao, ZHANG Yating, GU Yizhuo, et al. Study of the effects of processing conditions on void defect in carbon fiber/epoxy composites[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2014(5): 51–55.

[39] 鲍永杰, 高航. 碳纤维复合材料构件加工缺陷与高效加工对策[J]. *材料工程*, 2009(S2): 254–259.

BAO Yongjie, GAO Hang. Drilling disfigurements formation analysis and solution of CFRP[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2009(S2): 254–259.

[40] 蔡闻峰, 周惠群, 何颖, 等. 树脂基碳纤维复合材料制孔缺陷及其钻削工艺研究[J]. *工程塑料应用*, 2005, 33(10): 32–34.

CAI Wenfeng, ZHOU Huiqun, HE Ying, et al. Study on defect and drilling process of carbon

fibre reinforced resin composite[J]. *Engineering Plastics Application*, 2005, 33(10): 32–34.

[41] 蔡闻峰, 周惠群, 于凤丽. 树脂基碳纤维复合材料成型工艺现状及发展方向[J]. *航空制造技术*, 2008(10): 54–57.

CAI Wenfeng, ZHOU Huiqun, YU Fengli. Current status and development trend of epoxy resin carbon fiber reinforced composites forming process[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2008(10): 54–57.

[42] 刘怡冰, 安鲁陵, 蒋麒麟, 等. 复合材料翼盒装配工装研究与设计[J]. *机械制造与自动化*, 2016, 45(3): 14–18.

LIU Yibing, AN Luling, JIANG Qilin, et al. Research on and design of the assembly fixture for composite wingbox[J]. *Machine Building & Automation*, 2016, 45(3): 14–18.

[43] 陈致祥. 飞机复合材料装配车间生产调度系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

CHEN Zhixiang. Research on composite material assembly scheduling system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.

[44] 卜泳, 肖庆东, 黄春, 等. 飞机水平安定面整体复合材料结构装配关键技术研究[J]. *航空制造技术*, 2015(21): 93–95, 99.

BU Yong, XIAO Qingdong, HUANG Chun, et al. Research on horizontal stabilizer integrated composites structure assembly key technology[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2015(21): 93–95, 99.

[45] 王新, 张毅, 赵锐霞. 无余量装配技术在复合材料机身结构部段上的应用[J]. *航空制造技术*, 2017(4): 106–109.

WANG Xin, ZHANG Yi, ZHAO Ruixia. Application of net assembly technology on aircraft composites component[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017(4): 106–109.

[46] 张桂书. 飞机复合材料构件装配间隙补偿研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.

ZHANG Guishu. Research on assembly gap compensation for aircraft composite components[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.

通讯作者: 高航, E-mail: gaohang@dlut.edu.cn。

## Secondary Damage and Its Inhibition Strategies on Joint Assembling of Large-Scale Composite Components

GAO Hang<sup>1</sup>, ZENG Xiangqian<sup>1</sup>, LIU Xueshu<sup>2</sup>, WANG Yiqi<sup>1</sup>, YANG Yuxing<sup>1</sup>, CONG Qian<sup>3</sup>

( 1. School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;

2. School of Automotive Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;

3. Shanghai Aerospace Equipment Manufacturer, Shanghai 200245, China )

**[ABSTRACT]** Based on the analysis of the defects induced in the process of forming and drilling of composite components, the main factors influencing the distribution of assembly-induced-stress and the influence law are investigated from three aspects, including the forming quality of components, the machining quality and fitting quality of connection hole. It indicates that the assembly-induced-stress of connection zone can reach 537MPa as assembly gap is 1.0mm while it is over 300MPa with 1° perpendicularity error. Moreover, when the coaxiality error of connecting holes is 0.03mm, the assembly-induced-stress exceeds 443MPa. Large assembly-induced-stress results in the propagation of the defects induced in forming and drilling and secondary damage, thus severely diminishing the assembly quality. Therefore, effective inhibition strategies for the initiation and propagation of secondary damage are put forward from the two aspects of reducing initial damage with reasonable design of structure and layers, optimization of forming process and drilling parameters; and simultaneously declining assembly-induced-stress by automated assembly technology, fixture device optimization, reasonable arrangement of assembly process and application of shimming compensation process, which provide theoretical approaches and technical support for high-quality and precise assembling of large-scale composite bearing components.

**Keywords:** Composite material; Joint assembling; Secondary damage; Inhibition strategy

(责编 逸飞)