

复合材料层合板机械连接研究进展*

尹 玉, 李小强, 李东升, 王 亮, 翟雨农

(北京航空航天大学机械工程及自动化学院, 北京 100191)

[摘要] 机械连接因其可靠性以及连接工艺上的优势, 受到学者和工程界的高度重视。当前国内外学者对机械连接的研究主要是进行数值模拟与试验研究。接头的承载强度、失效形式以及疲劳性能是衡量接头性能的主要指标。接头形式、铺层角度、几何尺寸、钉孔间隙、预紧力等是影响接头性能的主要因素。在实际工程应用中, 这些研究对于提高复材机械连接性能有着重要意义。

关键词: 复合材料层合板; 机械连接; 接头性能

Research Development on Mechanical Connection of Composite Laminate

YIN Yu, LI Xiaoqiang, LI Dongsheng, WANG Liang, ZHAI Yunong

(School of Mechanical Engineering & Automation, Beihang University, Beijing 100191, China)

[ABSTRACT] As Aerospace composites are used more and more widely, scholars and engineering field pay great attention to composite material mechanical connection for its advantages in reliability and connection process. The current domestic and foreign studies on the mechanical connection are mainly experimental and numerical simulation. Bearing strength, failure modes, and fatigue of the joint are major indicators of the performance of joint. Connection type, ply angles, geometry, screw hole clearance, preload, etc. are the main factors affecting the joint. These studies are of great significance for improvement of the properties of composite mechanical connectors.

Keywords: Composite laminate; Mechanical connection; Joint performance

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.11.072

复合材料由两种或两种以上性质不同的材料组成, 主要组分是增强材料和基体材料^[1]。相较于传统材料, 复材具有材料与结构同一性、可设计性强等显著特点, 具有较高的比强度与比模量、较好的抗疲劳性能、耐腐蚀性^[2]。由于复合材料优异的力学性能, 飞机结构中已经开始尽可能多地采用复合材料, 以达到飞机结构减重的目的^[2]。复合材料最初应用在飞机上的舱门、安定面、整流罩等次承力结构, 目前国外已将复合材料广泛应用于机翼、机身等部位, 实现由次承力构件向主承力结构的过渡^[3]。

复合材料的大量使用必定会需要使复材与其他类型材料进行连接, 这包括复材与复材、复材与金属材料等^[4]。由于螺栓连接具有容易装配, 允许拆卸、检修, 并且对环境影响不敏感等优势, 是复合材料构件中最常用的连接方式^[5]。

由于连接处复合材料层合板开孔、应力集中等因

素, 机械拧紧接头通常是一个危险源。螺栓连接接头中, 螺栓通常是金属材料, 因此如何控制螺栓孔的应力对保证接头的承载能力具有十分重要的意义, 国内外许多学者也对此进行了深入的研究。

1 研究方法

1.1 试验研究

单向静拉伸试验是工业和材料科学研究中最通用、最广泛的测试材料力学性能的试验方法。通过试验机对复材层合板机械连接结构进行准静态拉伸试验, 试验过程中观察试验件的变形和损伤现象, 并记录孔周的应力-应变曲线和接头破坏强度, 这是研究复合材料螺栓连接接头性能的常用方法。

对于普通螺栓连接, 研究双搭状态下的螺栓连接接头单向拉伸试验形式较为简单, 试验形式如图 1 所示^[6]。试验中通常辅以应变计、引伸计或照相测量等技术来获得相关的试验数据。

双搭连接结构的力学性能较为简单, 然而实际的

* 基金项目: 国家自然科学基金项目(51205014)。

飞行器结构连接最常用的机械连接形式是单搭连接。由于在单搭连接中,夹头对复合材料层合板的拉力与受螺栓的反力作用线在竖直方向上不重合,作用在不同的作用面上,导致接头搭接区域发生倾斜和弯曲,导致面外变形和附加弯矩,即“次弯曲”,影响连接结构的强度。图2为凸头螺栓和沉头螺栓发生“次弯曲”示意图^[7]。层合板的“次弯曲”效应会改变层合板孔周应力应变场,加剧应力集中。单搭连接接头的结构力学行为要复杂于双搭连接,对其进行研究更具有工程实际意义。

此外,对于复材多钉连接中要考虑载荷分配问题。试验研究时主要有两种方法可以采用。

(1) 智能螺栓测试,如图3(a)中所示。McCarthy等^[8]基于智能螺栓测试法研究了复材单列三钉单搭连接接头中钉孔间隙对载荷分配的影响。智能螺栓测试法利用应变片的变形量检测输出的电信号,所以第一步要确立层合板单个孔的载荷-电信号关系。在多钉连接中,可以依据不同孔电信号数值的不同,来确定与之相对应的载荷。

(2) 表面应变片测试法,以层合板三钉双搭连接为例,如图3(b)中所示。Lawlor等^[9]采用表面应变测试法研究了复材单列三钉双搭连接接头中,钉孔间隙对接头载荷分配的影响。此方法要在两孔中间线上贴应变片,测层合板受载时轴向应变,通过数值积分来确定横截面应力,然后乘上横截面积得到相应载荷。

试验研究通常是对复合材料层合板机械连接结构进行单拉试验,借助照相测量技术或显微照相技术等观察层合板的损伤、变形情况,并在试验过程中记录接头的载荷-位移曲线和破坏强度。层合板试验件沿厚度方向上的应变分布通常是不均匀的,而当前的测量手段往往只能测量出层合板表面的应变场,这给试验造成一个难点,并且通过试验很难准确计算出每个螺栓所承受和传递的载荷。此外,试验研究对试验件的加工精度等要求较高、耗时长、成本高,并且很难同时分析众多因素对接头钉载分配的影响。综合以上原因,大多数研究者是用试验数据验证模型准确性,然后基于有限元方法研究接头性能。

1.2 数值模拟研究

对复合材料层合板机械连接接头的有限元模拟研究,通常是首先建立接头的有限元模型。通过模拟单向拉伸试验得到接头结构的载荷-位移曲线以及层合板表层应力应变分布等数据,并将之与试验数据相对比,检验仿真模型的可靠性。然后,基于仿真可以研究符合材料层合板内部各铺层的应力、应变分布以及孔边损伤情况,这些层合板和接头的数据或力学性能都是试验无

法测量的。除此之外,还可以改变复材层合板机械连接接头的相关参数,分析不同参数对连接结构的影响,为高效连接结构的设计和制造提供参考。

早期的数值模拟研究一般是借助有限元计算软件(如ABAQUS、ANSYS等),建立复合材料层合板螺栓连接接头的二维有限元模型。Dano等^[10]基于ABAQUS软件中的USFLD编写子程序对接头二维模型进行了有限元模拟,并通过计算比较了不同的刚度退化模型以及失效准则,发现选取不同的失效准则和刚度退化模型对仿真结果影响较大。姜云鹏等^[11]基于2D模型,通过降低模型的刚度来模拟层合板的损伤,基于ABAQUS软件开发损伤子程序,研究不同配合间隙下的损伤扩展和接头的连接强度。此外York^[12]、Rosner^[13]、Tan^[14-15]、Gray^[7]等主要采用二维有限元模型,对螺栓连接接头进

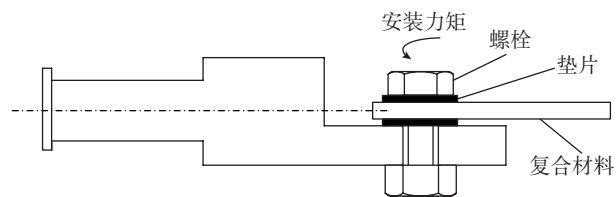


图1 双搭单拉试验配置

Fig.1 Configuration of double-lap uniaxial tension experiment

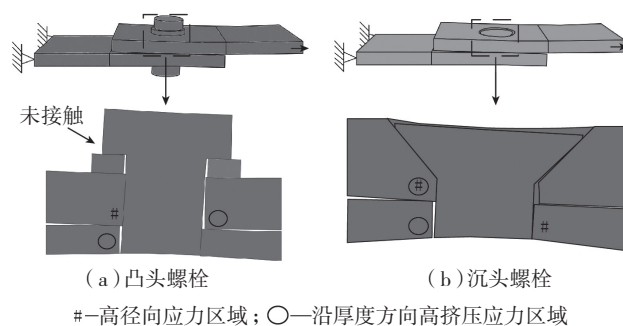
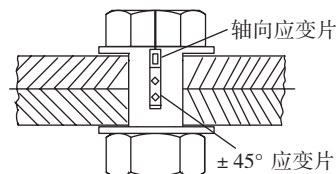
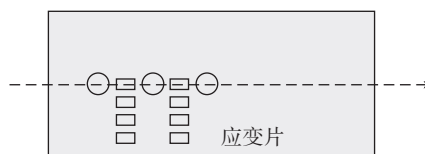


图2 螺栓连接试验件附加弯矩引起的次弯曲

Fig.2 Schematic diagram of secondary bending caused by the additional moment of the bolt connection



(a) 智能螺栓测试



(b) 表面应变片测试

图3 载荷分配测试方法

Fig.3 Test methods of load distribution

行了相关的研究。

由于无法获取横向应力、应变,使用壳单元进行有限元建模具有许多局限性,因此,国内外学者普遍采用三维有限元建模对复合材料层合板螺栓连接接头进行仿真。

McCarthy 等^[16]早期利用 MSC.Marc 软件建立了单钉和多钉凸头螺栓连接的有限元模型,此后,McCarthy 同 Egan 等^[17]在 ABAQUS/Standard 模块基于隐式算法建立了复合材料层合板单搭单钉沉头螺栓连接模型,如图 4 所示。

由于二次单元在接触建模时的不准确性,建模中使用线性三维连续六面体单元。然而,弯曲时,边缘的线性单元不能反映弯曲,形成“剪切自锁”,导致虚假的剪切应力。剪切自锁还会使所建模型刚度过大^[18],而减缩积分线性单元(C3D8R)能很好处理这些问题,但 C3D8R 单元会出现“沙漏”,导致有限元计算不收敛^[18]。因此,模型的所有区域均使用全积分线性单元(C3D8I)。

边界条件如图 4 所示,层合板的一端固定,在另一端施加相应的位移载荷。由于受铺层方向等因素的影响,孔周应力分布并不对称,因此不能采用对称方法减小模型尺寸和计算时间。

接触条件是通过一对相互作用的面-面接触来定义的。在模拟过程中,接触方向总是主面的切线方向,从面的节点不会穿越主面,主面上的节点可以穿越从面,因此比点-面接触更加准确^[17]。为了防止主面和从面间互相侵入,需要将强度较高、网格稀疏的接触面定义为主面,而把强度较低、网格较密的接触面定义为从面。主从面的设置如图 4 所示。

为使模型计算收敛需要解决的主要问题是接触颤振,它是由若干从面节点的接触状态从“开”和“闭”反复变化导致的计算严重不连续迭代所引起的。针对模型的收敛问题,首先是考虑设置自动侵入容限;其次,合

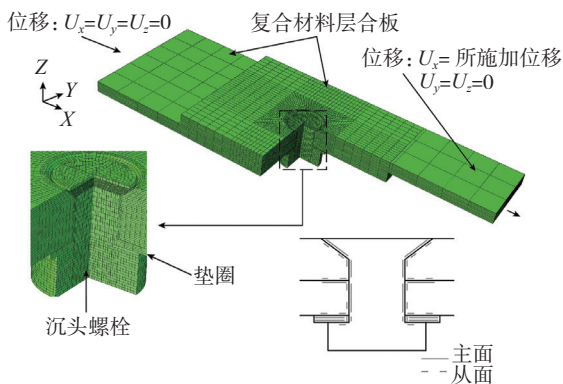


图4 有限元模型
Fig.4 Finite element model

理使用不对称求解器和稳定节点等方法来提高模型计算收敛性能^[17]。Egan^[19]等还利用 ABAQUS/Explicit 模块基于显示算法建立了复合材料层合板单钉、单搭沉头螺栓连接的三维有限元模型,并与隐式算法计算结果进行比较。二者使用的求解器、接触算法以及施加预紧力的方法均不相同,两种方法所得结果都与试验结果极为相似,说明动态显示算法在复合材料层合板沉头螺栓连接结构建模的可行性。由于动态显示算法在处理大型非线性复杂问题的优越性,可以将其应用在损伤研究中。

2 接头性能

2.1 接头失效形式

复合材料接头的失效形式通常分为以下 4 种:挤压破坏、纯拉伸破坏、剪切破坏、劈裂破坏,如图 5 所示。在这些失效形式中,挤压失效通常被认为是最“理想”的失效方式,因为通常接头以挤压形式失效时的承载能力最高,并且材料的破裂较小。设计者应当设计合理的几何尺寸,选择合适的材料参数避免其他几种“过早”的失效形式。由于复合材料层合板孔周应力状态比较复杂,多种失效形式可能同时发生,尤其是承压失效经常率先发生在钉孔接触区域^[20]。

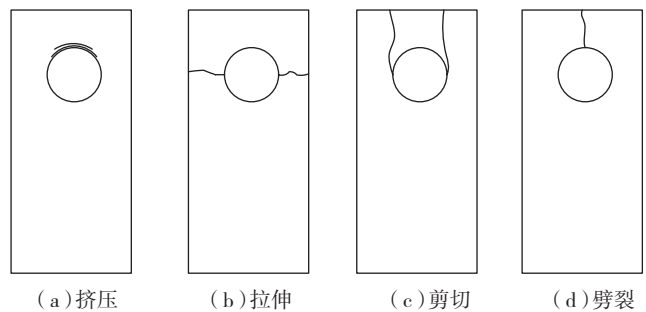


图5 接头的失效形式
Fig.5 Failure modes of joint

基于失效时的平均应力,Collings^[21]提出了针对几种失效形式的极限应力:

$$\text{最终挤压强度, } \sigma_b = \frac{P}{dt} \quad ; \quad (1)$$

$$\text{最终纯拉伸强度, } \sigma_t = \frac{P}{(w-d)t} \quad ; \quad (2)$$

$$\text{最终剪切强度, } \tau_s = \frac{P}{2et} \quad 。 \quad (3)$$

式(1)、(2)、(3)中各参数的几何意义如图 6 所示。

2.2 疲劳性能

复合材料机械连接件在飞机等结构上会承受大量的疲劳载荷,机械连接接头的疲劳性能很大程度上影响飞机的安全性和使用寿命。与普通的金属材料不同,纤

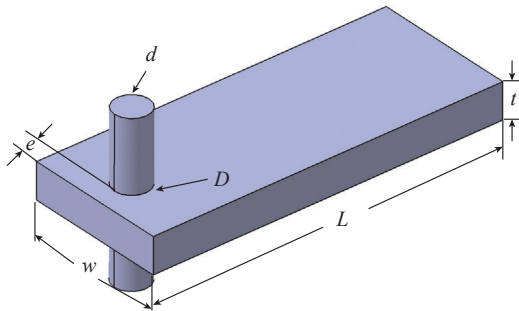


图6 各参数几何意义

Fig.6 Geometric meaning of the parameters

纤维增强复合材料在内部构造等方面具有不均匀性,这导致复材在强度和刚度诸多方面有一定的各向异性。这些不同使得复合材料的疲劳损伤过程较金属材料更加复杂。当承受疲劳载荷时,复合材料内部会发生微观损伤,随着损伤的不断累积和扩展最终造成复合材料的疲劳破坏。纤维增强复合材料的损伤扩展无明显规律并且不会发生明显的快速扩展,同时复材具有不同微观损伤形式。复合材料机械连接疲劳破坏的机理较为复杂、形式较为多样,这些特点将为复合材料连接研究尤其是针对复合材料机械连接的研究更为复杂。与受静载作用时复材机械连接类似,承受疲劳载荷时,复材机械连接也呈现出极其复杂的破坏机理,复合材料疲劳损伤形式分为纤维断裂、基体开裂、基体分层、纤维-基体剪切等^[22]。

3 影响因素

3.1 接头连接形式

Fu等^[23]研究了SRIM复合材料胶接、螺栓连接以及二者混合连接接头的静态和疲劳性能,发现混合接头的静强度和疲劳寿命都要高于胶接接头,但是混合接头的性能受垫片影响很大,垫片承受完整横向压力时,接头性能较好。有限元分析表明横向夹紧压力能显著减小接触面峰值的最大值,从而提高接头性能。

Benchechou等^[24]通过建立静态有限元模型分别模拟了凸头和沉头螺栓3孔、不同铺层、不同夹紧力下接头的应力分布以及其对接头初始失效的影响,并结合试验对比发现沉头螺栓比凸头螺栓更易失效,这是因为:

- (1) 沉头孔使复合材料层合板发生初始破坏的疲劳循环次数减少;
- (2) 和凸头孔相比,沉头孔符合材料层合板的法向应力和剪切应力更大。

McCarthy等^[25]的研究也证明沉头螺栓接头初始失效载荷要明显低于凸头螺栓。

3.2 接头几何尺寸

复合材料螺栓连接接头的设计绝大多数是根据试

验数据以及分析模型的经验进行的。选择合适的或者最优的几何参数对保持复合材料接头结构的完整性和可靠性至关重要。诸如孔的直径 D 、层合板厚度 t 、宽度 w 、底边距 e 等对螺栓和销接等机械拧紧接头的强度和失效形式具有显著影响。工程应用中需要设计最佳的 w/D 和 e/D 以使接头有最佳的失效方式(承压失效),从而接头能够获得更高的强度^[26]。

Esendemir^[27]通过试验研究了尺寸 D 、 t 、 w 、 e (图6)对接头承压强度的影响。通过对比 $w/D=2,3,4,5$, $e/D=1,2,3,4,5$ 时的试验结果发现增大 w/D 和 e/D ,都能增加接头的承载强度;试验中当 $e/D=1$ 时接头性能最差,此时接头发生劈裂或纯拉伸失效。Sen等^[28]也选取了 $e/D=2,3,4,5$, $e/D=1,2,3,4,5$ 进行试验研究,发现当 $e/D=1$ 时,几何结构最弱,这与Esendemir^[27]的试验结论一致。

Alaattin^[29]结合试验和数值模拟方法,得到了一致的结论:当 $e/D \geq 4$ 或 $w/D \geq 4$ 时,失效形式为挤压失效,接头强度最高。

3.3 层合板铺层角度与顺序

Okutan等^[30]对复合材料纤维增强层合板拧紧接头进行了数值模拟和试验研究,选取了 $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ 和 $[90^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$ 铺层的层合板单钉连接接头进行了试验。Icten和Sayman^[31]通过试验研究了铝-玻璃-环氧树脂三明治夹心结构带圆孔层板的销连接。Aktas等^[32]通过试验研究了碳纤维环氧树脂复材层合板销连接的不同铺层顺序($[90^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]_s$ 和 $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/90^\circ]_s$)对其安全性和最大承载强度的影响。

Kishore等^[33]结合试验和有限元分析研究了玻璃纤维环氧树脂 $[45^\circ/-45^\circ/0^\circ]_s$ 和 $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ 两种不同的铺层顺序层合板三钉和四钉连接接头,试验和仿真结果一致。

Sen等^[28]试验研究了4种铺层角度 $[30^\circ]_4$ 、 $[45^\circ]_4$ 、 $[60^\circ]_4$ 、 $[90^\circ]_4$,发现 $[30^\circ]_4$ 铺层复材板性能要好于其他铺层角度, $[90^\circ]_4$ 铺层的性能最差。

Sen等^[34]还研究了 $[0^\circ/0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ 、 $[0^\circ/0^\circ/45^\circ/45^\circ]_s$ 和 $[0^\circ/0^\circ/30^\circ/30^\circ]_s$,这3种不同的铺层顺序对接头性能的影响。试验发现接头失效形式和挤压强度受铺层顺序的影响很大,挤压强度的最大值出现在第二组铺层顺序的接头中,因此第二组的铺层顺序要优于其他组。

3.4 螺栓预紧力

Mustafa^[35]结合试验和仿真研究了复合材料层合板双钉单搭连接的失效载荷,研究中选取拧紧力矩分别为 $0\text{N}\cdot\text{m}$ 、 $3\text{N}\cdot\text{m}$ 、 $6\text{N}\cdot\text{m}$ 。研究发现,增加预紧力能增大失效载荷;当拧紧力矩为 $0\text{N}\cdot\text{m}$ 时,破坏形式为挤压失效和纯拉伸失效,而在拧紧力矩为 $3\text{N}\cdot\text{m}$ 和 $6\text{N}\cdot\text{m}$ 时只

发生纯拉伸失效。

Sen 等^[28]通过试验选取 $0\text{N}\cdot\text{m}$ 、 $2.5\text{N}\cdot\text{m}$ 、 $5\text{N}\cdot\text{m}$ 的拧紧力矩研究了预紧力对复合材料层合板单钉螺栓连接接头性能的影响。试验发现无预紧力时接头的挤压强度要低于有预紧力时；总体来说，拧紧力矩为 $5\text{N}\cdot\text{m}$ 时，接头的挤压强度最大。这说明，增加预紧力是提高接头安全性的一个非常合适的选择，因为它能提供更高的挤压强度和使接头挤压模式失效。Sen 等^[34]还进行了拧紧力矩为 $0\text{N}\cdot\text{m}$ 、 $3\text{N}\cdot\text{m}$ 、 $6\text{N}\cdot\text{m}$ 时的试验，试验也发现 $0\text{N}\cdot\text{m}$ 拧紧力矩状态下接头挤压强度最低，也就是说增加预紧力能增加接头的挤压强度。

Murat^[36]也进行了拧紧力矩为 $0\text{N}\cdot\text{m}$ 、 $3\text{N}\cdot\text{m}$ 、 $6\text{N}\cdot\text{m}$ 时的试验，试验也发现 $0\text{N}\cdot\text{m}$ 拧紧力矩状态下接头挤压强度最低，因此增加预紧力能增加接头的挤压强度。

Olmedo^[37]详细研究了复合材料单搭单钉螺栓连接，提出了一种判定复合材料单搭螺栓连接接头“次弯曲”对其刚度影响的方法。运用该方法分析结果与试验结果非常一致。认为预紧力能提高接头的连接强度是因为增大了螺栓杆与螺栓孔接触时所需要的外力。

3.5 钉-孔间隙孔

Kelly^[38]等研究了由粗纤维制成的碳纤维环氧树脂层合板的钉孔间隙对其挤压强度的影响，检测了 3 种不同的间隙水平 λ ， λ 的定义如下：

$$\lambda = \frac{\phi_{\text{hole}} - \phi_{\text{pin}}}{\phi_{\text{hole}}} \quad (4)$$

其中， ϕ_{hole} 和 ϕ_{pin} 分别为孔和钉的名义尺寸。

McCarthy^[8]建立了三维有限元模型来研究钉孔间隙对接头机械性能的影响，并进行了一系列的试验研究钉孔间隙对单钉单搭、碳纤维环氧树脂复材接头刚度和强度的影响，试验时选择合适的尺寸使得试验件的失效模式为承压失效，研究了凸头螺栓和沉头螺栓，钉孔间隙从 0 到 $240\mu\text{m}$ （螺钉直径的 3%）变化，发现增大间隙会降低接头的刚度，凸头螺栓的偏置承压强度随着间隙增大而减小，沉头螺栓不受其影响。McCarthy 等^[39-40]进行了单搭单钉凸头螺栓连接结构的三维有限元建模，并将结果和之前试验^[8]测得的表面应变和刚度的结果相对比，发现表面应变吻合得很好，但是仿真得到的接头刚度要高于试验中通过引伸计 LVDT 传感器测得的刚度；为了获得最佳的刚度，对模型进行了一些改进，把改进后模型的孔周应力和另一高度细化的模型进行比较，结果吻合良好；沿厚度方向每一铺层的径向应力和周向应力非常不均匀；增大钉孔间隙，径向应力和周向应力更加集中，导致应力峰值显著增加；模型中接头刚度的降低与试验一致。

4 结论

复合材料层合板机械连接具有其他连接方式不可比拟的优点，它的应用越来越广泛。综合试验研究与有限元分析是准确有效分析复合材料层合板螺栓连接各因素对载荷分布和力学性能影响的主要手段。现有的研究表明：

(1) 凸头螺栓的承载能力强于沉头螺栓，但是在飞机诸如蒙皮等部位，由于要保持飞机的隐身性和气动性，需使用沉头螺栓连接。

(2) 增大机械连接接头的 e/D 和 w/D 时，接头的强度提高，发生失效时为承压失效。

(3) 层合板应力沿厚度方向分布不均匀，层合板的挤压破坏首先出现在 0° 铺层上，该铺层纤维走向与载荷同向；钉孔周围存在极大的应力集中， 0° 铺层上表现的更为显著，且其应力集中系数远远高于各向同性材料的理论集中系数，这是由于复材性能各向异性等原因引起的。

(4) 增大预紧力能显著提高机械连接的强度，是提高接头安全性的一个非常合适的选择，钉孔间隙会降低螺栓连接的强度。

目前国内外学者对机械连接中螺栓连接较为系统，但集中在凸头螺栓连接。沉头螺栓连接有一些凸头螺栓不具备的优势，关于沉头螺栓连接的研究较少，此外复材与金属的连接将会引起学者们的重视。

参考文献

- [1] 赫尔. 复合材料导论[M]. 北京: 中国建筑工业出版社, 1989:26-39.
- [2] HULL D. Introduction to composite material[M]. Beijing: China Architecture & Building Press, 1989:26-39.
- [3] 沃丁柱. 复合材料大全[M]. 北京: 化学工业出版社, 2000:94-104.
- [4] WO Dingzhu. Encyclopedia of composites[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2000:94-104.
- [5] 张丽华, 范玉青. 复合材料在飞机上的应用评述[J]. 航空制造技术, 2006(3):64-66.
- [6] ZHANG Lihua, FAN Yuqing. Comment on the application of composite materials in aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006(3):64-66.
- [7] 沈帆. 复合材料销钉连接的研究[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2011.
- [8] SHEN Fan. Research on composite pin connection[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2011.
- [9] BULENT M. Progressive failure analysis of pin-loaded carbon-epoxy woven composite plates[J]. Composites Science and Technology, 2002, 62(9):1259-1271.
- [10] ONUR S. Experimental determination of bearing strength in fiber reinforced laminated composite bolted joints under preload[J]. Journal of

Reinforced Plastics and Composites, 2007,10:1051-1063.

[7] GRAY P J, MCCARTHY C T. A global bolted joint model for finite element analysis of load distributions in multi-bolt composite joints[J]. Composites Part B: Engineering, 2010, 41(4):317-325.

[8] MCCARTHY M A, LAWLOR V P, STANLEY W F. An experimental study of bolt-hole clearance effects in single-lap, multi-bolt composite joint[J]. Composite Materials, 2005,39:799-825.

[9] LAWLOR V P, MCCARTHY M A, STANLEY W F. An experimental study of bolt-hole clearance effects in double-lap, multi-bolt composite joints[J]. Composite Structures, 2005,71:176-190.

[10] DANO M L, GENDRAN G, PICARD A. Stress and failure analysis of mechanically fastened joints in composites laminates[J]. Composite Structures, 2000, 50(1):287-296.

[11] 姜云鹏, 岳珠峰. 复合材料层合板螺栓连接失效的数值模拟[J]. 复合材料学报, 2005, 22(4):177-182.

JIANG Yunpeng, YUE Zhufeng. Numerical failure simulation of bolt-loaded composite laminate[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(4):177-182.

[12] YORK J L, WILSON D W, PIPES R B. Analysis of the net tension failure mode in composite bolted joints[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1982, 1(2):141-152.

[13] ROSNER C. N. Single-bolted connections for orthotropic fiber-reinforced composite structural members[D]. Manitoba: University of Manitoba, 1992.

[14] TAN S C. A progressive failure model for composite laminates containing openings[J]. Journal of Composites Material, 1991, 25(5):556-577.

[15] TAN S C, PEREZ J. Progressive failure of laminates composites with a hole under compressive loading[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1993, 45(4):529-546.

[16] MCCARTHY M A, MCCARTHY C T. Finite element analysis of the effects of clearance[J]. Journal of Plastics, Rubber and Composites, 2003, 32(2):2-11.

[17] 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.

[18] HÜHNE 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.

[19] EGAN B. Modelling a single-bolt countersunk composite joint using implicit and explicit finite element analysis[J]. Computational Materials Science, 2012,64:203-208.

[20] WANG Y. Bearing behavior of joints in pultruded composites[J]. Journal of Composite Materials, 2002,36(18):2199-2216.

[21] COLLINGS T A. On the bearing strengths of CFRP laminates[J]. Composite, 1982, 13(3):241-252.

[22] 苏睿. 复合材料-钛合金机械连接结构疲劳寿命预测研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2013.

SU Rui. Study on the life prediction of composite-to-titanium bolted joints[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013.

[23] FU M F, MALLICK P K. Fatigue of hybrid (and adhesive/bolted) joints in SRIM composites[J]. International Journal of Adhesion & Adhesives, 2001,21(2):145-159.

[24] BENCHECHOU B, WHITE R G. Stresses around fasteners in

composite structures in flexure and effects on fatigue damage initiation part 2-countersunk bolts[J]. Composite Structures, 1995, 33(2):109-119.

[25] MCCARTHY M A, LAWLOR V P, STANLEY W F, et al. Bolt-hole clearance effects and strength criteria in single-bolt, single-lap, composite bolted joints[J]. Composites Science and Technology, 2002,62(10):1415-1431.

[26] KARAKUZU R, GULEM T. Failure analysis of woven laminated glass-vinylester composites with pin-loaded hole[J]. Composite Structures, 2006,72(1):27-32.

[27] ESENDEMIR U. An experimental study of mechanically fastened composite joints with clearance[J]. International Journal of Damage Mechanics, 2011,20(3):464-480.

[28] SEN F, PAKDIL M, SAYMAN O, et al. Experimental failure analysis of mechanically fastened joints with clearance in composite laminates under preload[J]. Materials and Design, 2008, 29(6):1159-1169.

[29] ALAATTIN A. An experimental and numerical investigation of strength characteristics of carbon-epoxy pinned-joint plates[J]. 2004, 64(10):1605-1611.

[30] OKUTAN B, ASLAN Z, KARAKUZU R. A study of the effects of various geometric parameters on the failure strength of pin-loaded wovenglass-fibre reinforced epoxy laminate[J]. Composites Science and Technology, 2001,61(10):1491-1497.

[31] ICTEN B, SAYMAN O. Failure analysis of pin-loaded aluminum-glass-epoxy sandwich composite plates[J]. Composites Science and Technology, 2003, 63(5):727-737.

[32] AKTAS A, DIRIKOLU M H. The effect of stacking sequence of carbon epoxy composite laminates on pinned-joint strength[J]. Composite Structures, 2003, 62(1):107-111.

[33] KISHORE A N, PRASAD S K M N S. Strength prediction in multi-pin joints from equivalent material properties in composite laminates[J]. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2010, 17(3):204-214.

[34] SEN F, SAFYMAN O, OZCOM R, et al. Failure response of single bolted composite joints under various preload[J]. Indian Journal of Engineering & Material Science, 2010, 17:39-48.

[35] MUSTAFA O. Failure loads of mechanical fastened pinned and bolted composite joints with two serial holes[J]. Composites: Part B, 2011, 42:264-274.

[36] MURAT P. The effect of preload on failure response of glass-epoxy laminated composite bolted-joints with clearance[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2007, 26:1239-1251.

[37] OLMEDO A. An analytical model for the secondary bending prediction in single-lap composite bolted-joints[J]. Composite Structures, 2014,111:354-361.

[38] KELLY G. Bearing strength of carbon fibre/epoxy laminates: effects of bolt-hole clearance[J]. Composites Part B: Engineering, 2004,35(4):331-343.

[39] MCCARTHY C T, MCCARTHY M A. Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: Part II-effects of bolt-hole clearance[J]. Composite Structures, 2005,71(2):159-175.

[40] MCCARTHY M A, MCCARTHY C T, LAWLOR V P. Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: part I -model development and validation[J]. Composite Structures, 2005, 71(2):140-158.

(责编 冬月)