

# 工艺参数对 CFRP/铝合金半圆头铆接干涉配合及损伤影响的数值仿真研究

戴汶雨 陈凯 黄向宇 曹跃杰

重庆交通大学航空学院, 重庆, 400074;

**摘要:** 针对 CFRP/铝合金混搭结构铆接中干涉配合及安装损伤问题, 本文通过建立复合材料三维渐进损伤及内聚力界面的动态有限元模型, 深入探究了工艺参数对干涉配合质量及损伤演化的影响机制。研究表明, 铆接成型表现为填充、镦头及回弹的非线性动态过程。相对干涉量随钉孔间隙增大而降低, 其中 0.05mm 间隙下的平均干涉量为 3.14%, 最接近理论最优值, 且相比 0.02mm 间隙, 其纤维与基体损伤因子显著降低约 23%, 有效缓解了紧密配合带来的损伤。另一方面, 增加铆钉外伸量无法改善孔底干涉不足的梯度分布, 过大的外伸量反而诱发结构翘曲。最终可得, 在本文研究范围内 0.05mm 钉孔间隙配合与 1.0d 铆钉外伸量为该混搭结构最优工艺参数。

**关键词:** CFRP/铝合金; 铆接仿真; 相对干涉量; 渐进损伤; 工艺参数

**DOI:** 10.64216/3080-1508.26.03.098

## 1 绪论

随着新一代飞机对结构性能、轻量化、低成本和长寿命的要求不断提高, 复合材料在航空领域的广泛应用已成为必然趋势。目前, 碳纤维增强塑料 (CFRP) 结构在飞机的设计中得到了广泛应用, 涵盖了水平尾翼、垂直尾翼、襟翼、机翼外壳以及多种操控面等部件<sup>[1]</sup>。与传统的金属结构相比, 采用复合材料的前机身段能够实现 31.5% 的重量减轻, 61.5% 的零件数量减少, 以及 61.3% 的紧固件减少。复合材料在垂直尾翼的应用能够实现 32.24% 的重量降低<sup>[2]</sup>。在 B-2 隐形轰炸机和 V-22 “鱼鹰” 倾转旋翼机上, 复合材料的比例分别高达 37% 和 43%<sup>[3]</sup>, 而 RAH-66 科曼奇武装直升机和 F-35 闪电战斗机的复合材料使用量更是超过了 50%。

机械连接具有连接可靠、便于检测、可传递大载荷和受环境影响小等优点, 是飞机制造过程最主要的连接方式<sup>[5,6]</sup>。机械连接主要包括铆接和螺接、胶接。现代飞机所用的机械连接紧固件的总重量可占飞机总重的 5%~6%, 一架中型飞上的各类紧固件可达 200 万到 300 万个。由于螺栓连接除了能拆卸、可传递更大载荷外等优点外, 复合材料连接的钉孔间隙易于控制, 可避免安装损伤。近年来学者们的研究重点也集中在复合材料螺接连接, 对复合材料螺接的安装损伤<sup>[10,11]</sup>、力学行为和结构破坏失效机理等<sup>[12,13]</sup>展开了大量研究, 对

干涉配合<sup>[4]</sup>、衬套螺栓<sup>[15]</sup>及复杂外界环境下<sup>[16,17]</sup>对连接性能的影响也开展了细致的工作。但实际飞机装配过程中, 除了需要经常拆卸维修和翼身对接等耳片结构外, 对于复材机身机翼等大部分连接区域采用钛合金螺栓连接不仅增加了生产周期和结构重量, 也大大提高了飞机的制造成本, 在一定程度上影响了客机的经济性和战机的机动性。因此, 为了对飞机进行进一步的轻量化设计和经济效应, 某些研究人员提出了“以铆替螺”的想法。

尽管铆接技术在金属结构中已趋于成熟, 但将其应用于复材/金属混搭结构时却面临严峻挑战。混搭结构具有显著的材料非均质性与力学各向异性: 金属表现为弹塑性大变形行为, 而 CFRP 则表现为脆性断裂特征。在铆接过程中, 巨大的挤压力和镦头成形产生的冲击载荷, 极易在复材孔周引发分层、基体开裂及纤维断裂等“安装诱导损伤”。基于此, 本文以 CFRP/铝合金混搭结构为研究对象, 建立了包含材料非线性、接触非线性及几何非线性的三维动态显式有限元模型, 探究工艺参数对 CFRP/铝合金半圆头铆接干涉量与损伤的影响。

## 2 有限元建模

### 2.1 几何模型建立

为了研究几何参数对 CFRP/铝合金连接结构铆接质量的影响, 本文利用有限元分析软件 ABAQUS/

Explicit 建立了三维实体模型，如图 1。搭接结构由下层 CFRP 层合板、上层铝合金板以及半圆头铆钉、冲模、顶模组成。半圆头铆接选用标准的“HB6231”，板材长宽尺寸均为 30mm，CFRP 板厚度为 2mm，铺层顺序为[45/0/-45/90]2S。为处理铆接过程的大变形，且防止

网格畸变，整个模型均采用八节点线性六面体减缩积分单元 C3D8R。并且为了精确捕捉 CFRP 渐进基体开裂和分层等损伤行为，孔区域采用细密的结构化网格，孔边径向网格尺寸设定为 0.1~0.6mm。

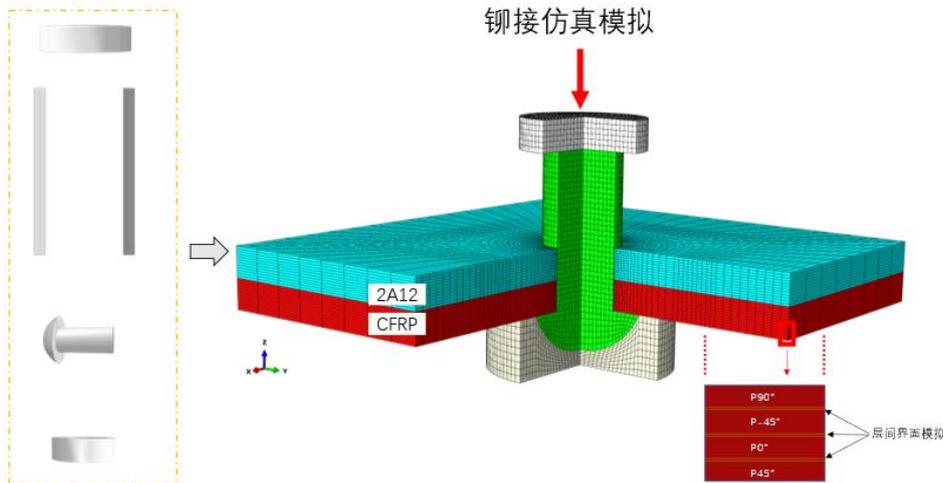


图 1 混搭板铆接结构三维有限元模型

为了能够更精确地对混搭板铆接的应力强度和结构单元损伤模拟，层压板单层通过沿厚度方向上的单个实体单元进行表示，在不同方向的相邻铺层之间通过插入厚度为 0.001mm 的 COH3D8 内聚力界面单元来模拟层压板界面分层损伤的起始和扩展。为允许接触压力传递并防止穿透，法向行为采用硬接触，且为了更好地模拟实验条件，切向行为采用基于惩罚函数的库仑摩擦模型，根据文献<sup>[18-19]</sup>，各接触对摩擦系数如表 1。

表 1 仿真模型接触对其参数值

接触对	切向行为（摩擦系数）	法向行为
钉杆-CFRP（孔壁）	0.3	硬接触
钉杆-铝板（孔壁）	0.15	
铝板-CFRP（搭接面）	0.3	
顶模-铆头	0.1	
冲模-杆底	0.1	
铆头-CFRP（接触面）	0.1	
顶模-CFRP（接触面）	0.1	

## 2.2 材料本构模型

### 2.2.1 铆钉动态本构模型

在研究铆接工艺的有限元分析模拟时，为了精确预测铆钉和板材在高速压铆过程中的弹塑性变形及其力

学行为，关键在于构建一个能够反映材料在动态加载条件下行为的本构模型。在这方面，J-C、Z-A 和 B-P 为主流的模型。而 J-C 更能够综合考虑应变率硬化效应和温度软化效应对材料应力-应变关系的影响，通式为：

$$\sigma = [A + B\varepsilon^n] \left[ 1 + C \ln \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0} \right] \left[ 1 - \left( \frac{T - T_r}{T_m - T_r} \right)^m \right] \quad (1)$$

式中 A、B、n 为应变强化参数，C 为应变率参数，m 为温度软化参数。根据现存文献<sup>[20-25]</sup>，本文使用的 Johnson-Cook 热-粘塑性本构模型各参数值见表 2。

### 2.2.2 CFRP 三维本构模型

单向纤维增强复合材料属于正交各向复合材料，为了更好的考虑面外位移，本文采用了三维本构模型，应力应变关系如下：

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \end{bmatrix} = [D] \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{12} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} \end{bmatrix} \quad (2)$$

表 2 铝合金材料的 Johnson-Cook 本构模型参数

材料	A(Mpa)	B(Mpa)	C	m	n
2A12	310.6	682.485	0.001	1.53	0.5764
2A10	246.8	695.059	0.0083	1.7	0.3016

$$[D] = \begin{bmatrix} E_{11}(1 - \nu_{23}\nu_{32})\Gamma & E_{11}(\nu_{21} + \nu_{31}\nu_{23})\Gamma & E_{11}(\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32})\Gamma & 0 & 0 & 0 \\ E_{11}(\nu_{21} + \nu_{31}\nu_{23})\Gamma & E_{22}(-\nu_{13}\nu_{31})\Gamma & E_{22}(\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31})\Gamma & 0 & 0 & 0 \\ E_{11}(\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32})\Gamma & E_{22}(\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31})\Gamma & E_{33}(1 - \nu_{12}\nu_{21})\Gamma & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{23} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{13} \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中,  $\sigma_{ij}(i,j=1,2,3)$ 为应力分量,  $\varepsilon_{ij}(i,j=1,2,3)$ 为应变分量, 同理  $E_{ij}(i,j=1,2,3)$ 为拉伸模量,  $\nu_{ij}(i,j=1,2,3, i \neq j)$ 为泊松比,  $G_{ij}(i,j=1,2,3, i \neq j)$ 为剪切模量。 $\Gamma$ 的定义如下:

$$\Gamma = 1/(1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}) \quad (4)$$

由麦克斯韦互等定律可知:

$$\frac{\nu_{12}}{E_{11}} = \frac{\nu_{21}}{E_{22}}, \frac{\nu_{13}}{E_{11}} = \frac{\nu_{31}}{E_{33}}, \frac{\nu_{23}}{E_{22}} = \frac{\nu_{32}}{E_{33}} \quad (5)$$

本文研究选用 T700/2510 碳纤维增强环氧树脂基复合材料制备的铆接层合板进行仿真, 用于靠近钉头一侧的铆接板, 单层厚度为 0.125 mm, 铺层顺序为 [45/0/-45/90]2S。该复合材料层合板的具体力学性能参数见表 3。

### 2.3 基于连续介质损伤力学的渐进损伤模型

#### 2.3.1 纤维失效准则

本文中纤维初始损伤判定采用常用的最大应力准则, 具体表述为:

$$\max \left\{ \frac{\sigma_{11}}{x_T}, \frac{|\sigma_{11}|}{x_C} \right\} = 1 \quad (6)$$

其中,  $x_T$  表示纤维轴向拉伸强度,  $x_C$ 表示纤维方向的压缩强度。

而损伤演化阶段, 为克服传统刚度折减法预测精度不足的问题, 引入了双线性软化本构关系, 具体如下:

$$d = \frac{\delta_m^f(\delta_m - \delta_m^0)}{\delta_m(\delta_m^f - \delta_m^0)} \quad (7)$$

其中  $\delta_m^0$ ,  $\delta_m^f$ 分别是损伤初始和最后失效时所对应的等效应变,  $\delta_m$ 加载过程中驱动应变对应的最大值。

#### 2.3.2 基体失效准则

模型采用基于莫尔-库仑失效准则的方法用于定义基体的初始失效, 具体表述为:

$$\begin{cases} \left( \frac{\sigma_N}{Y_T} \right)^2 + \left( \frac{\tau_N}{S_T} \right)^2 + \left( \frac{\tau_L}{S_L} \right)^2 = 1 & \sigma_n \geq 0 \\ \left( \frac{\tau_T}{S_T - \mu_T \sigma_n} \right)^2 + \left( \frac{\tau_L}{S_L - \mu_L \sigma_n} \right)^2 = 1 & \sigma_n < 0 \end{cases} \quad (8)$$

其中,

$$\begin{cases} \sigma_N = \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2} + \frac{\sigma_{22} - \sigma_{33}}{2} \cos(2\alpha) + \tau_{23} \sin(2\alpha) \\ \tau_T = -\frac{\sigma_{22} - \sigma_{33}}{2} \sin(2\alpha) + \tau_{23} \cos(2\alpha) \\ \tau_L = \tau_{12} \cos(\alpha) + \tau_{31} \sin(\alpha) \\ S_T = \frac{Y_C}{2 \tan \alpha_0} \end{cases} \quad (9)$$

$\alpha_0$ 为失效平面与载荷方向的偏转角, 其角度大小通过实验确定, 一般选择为  $53^\circ$ 。

而损伤演化阶段, 为了有效降低网格尺寸变化对计算精度的影响, 该模型采用弥散裂纹模型 SCM。考虑到实际情况下纤维损伤有时与基体失效同时发生, 或者在基体失效后出现, 因此采用以下组合损伤模式用于表示材料面内损伤失效:

$$\begin{cases} E_{11} = (1 - d_f)E_{11}^0 \\ E_{22} = (1 - d_f)(1 - d_m)E_{22}^0 \\ G_{12} = (1 - d_f)(1 - d_m)G_{12}^0 \\ \nu_{12} = (1 - d_f)(1 - d_m)\nu_{12}^0 \end{cases} \quad (10)$$

其中, 0 表示的材料初始力学性能。纤维损伤退化因子  $d_f$ 和基体损伤退化因子  $d_m$  别通过公式 (7) 获得。

表 3 复合材料 T700/2510 力学性能参数<sup>[26-27]</sup>

材料参数	数值
弹性模量	$E_{11} = 107\text{GPa}; E_{22} = E_{33} = 7.99\text{GPa}$
剪切模量	$G_{12} = G_{13} = 4.0\text{GPa}; G_{23} = 3.28\text{GPa}$
泊松比	$\nu_{12} = \nu_{13} = 0.33; \nu_{23} = 0.48$
纵向拉伸强度;纵向压缩强度	$X_T = 1650\text{MPa}; X_C = 1250\text{MPa}$
横向拉伸强度;横向压缩强度	$Y_T = 45.1\text{MPa}; Y_C = 141\text{MPa}$
剪切强度	$S_{12} = S_{13} = S_{23} = 100\text{MPa}$
I型拉伸断裂韧度;II型压缩断裂韧度	$G_{ft} = 80\text{N/mm}; G_{fc} = 80\text{N/mm}$

I型基体/界面断裂韧度	$G_{nc} = 0.258 \text{ N/mm}$
II型基体/界面断裂韧度	$G_{sc} = 0.723 \text{ N/mm}$
混合型断裂幂律指数	$\eta=1.75$

2.3.3 层间损伤失效准则

本模型采用混合型分层损伤初始判定,因为在工程实际应用过程中,其分层损伤形式通常都是在混合失效模式的加载下发生。初始损伤准则采用基于牵引分离定律的二次,具体表达式分别如下:

$$\begin{cases} \left(\frac{\tau_3}{N}\right)^2 + \left(\frac{\tau_1}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_2}{T}\right)^2 = 1 & \tau_3 \geq 0 \\ \left(\frac{\tau_1}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_2}{T}\right)^2 = 1 & \tau_3 < 0 \end{cases} \quad (11)$$

而层间材料的损伤演化采用 Benzeggagh-Kenanc 失效准则:

$$\begin{cases} G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC})\left(1 + \frac{G_I}{G_{II} + G_{III}}\right)^{1/\eta} = G_C \\ G_i = \int_0^{\delta_i} \sigma_i d\delta_i, i = I, II, III \end{cases} \quad (12)$$

以上式中 $\tau_3$ 指的是I型分层时的层间法向正应力, $\tau_1$ 、 $\tau_2$ 分别对应II和III型分层开裂时所需的剪切应力,N、S和T则分别指的是相对应的层间界面强度,参数 $\eta$ 是一个试验拟合参数。

3 仿真结果与分析

3.1 铆接成型过程应力分析

图2展示了铆接成型全周期的 Mises 应力场时空演化历程。整个成型过程表现为典型的弹塑性大变形行为。本文提取了仿真过程中四个典型时刻的 Mises 等

效力云图,其动态演化过程可划分为以下四个物理阶段:(a)准备阶段,铆接各个部件处于初始装配位置,各部件尚未发生接触或受载,结构内部无应力分布。(b)填充阶段,随着冲头施加轴向压缩载荷,铆钉杆发生初始塑性屈服并产生径向膨胀。钉杆直径迅速增大,消除了与孔壁之间的初始间隙,并开始对孔壁建立径向接触压力。此时,高应力集中区域主要分布于发生剧烈塑性流动的钉杆中上。(c)墩头成型 所示,随着载荷持续作用,铆钉材料发生大变形流动并完全填充模具型腔,形成最终的墩头。在此阶段,应力水平达到峰值,且高应力分布区域由铆钉内部向被连接件孔周显著扩展,表明铆钉对板件施加了强烈的轴向压紧与径向挤压作用。(d)回弹阶段,当外部载荷卸除后,冲头回退,连接结构发生弹性回复。这一过程导致应力场出现松弛与重分布。峰值应力有所回落,但在钉孔界面及墩头根部仍保留了显著的残余压应力场。

3.2 几何参数对干涉量的影响

由于铆接过程中铆钉钉杆与孔壁相互挤压的作用,板料上的铆接孔发生膨胀,钉杆与孔壁会产生干涉配合。其连接质量由铆钉扩径行为、连接件孔壁受压变形等共同决定。因此,有必要引入能准确描述初始装配几何匹配程度的相对干涉量 $I'$ :

$$I' = \frac{I}{D} = \frac{d_n - D}{D} \times 100\% \quad (13)$$

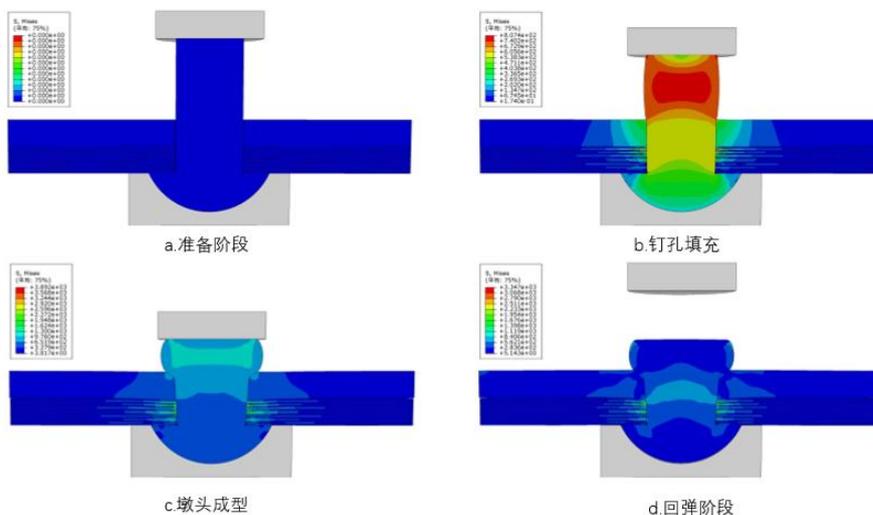


图2 铆接成型过程的典型阶段

式中， $d_n$ 为铆钉镦粗后位置  $n$  处的钉杆直径/mm， $D$ 为紧固件安装孔公称直径/mm。

### 3.2.1 孔间隙的影响

钉孔间隙是铆接工艺中一个至关重要的参数。合理的钉孔间隙能够确保铆钉在扩径过程中与孔壁形成充分、均匀的接触，从而建立稳定的径向干涉和可靠的夹紧力，正确选择钉孔间隙是确保铆接质量的关键因素。

选用标准“HB6231”的半圆头铆钉，钉杆直径5.0mm，钉杆长10.0mm，半圆头半径4.94mm，半圆头截面直径9.0mm，高度2.9mm，分别设置0.02mm，0.08mm，0.18mm，0.28mm 3组钉孔间隙进行仿真，得到不同钉孔间隙下的相对干涉量结果如表4所示。可以看出，在钉孔间隙0.02mm时获得的相对干涉量最大，平均为3.4%，在钉孔间隙0.1mm时获得的相对干涉量最小，平均为2.18%。根据《飞机结构抗疲劳断裂强化工艺手册》的推荐，对于厚度为3~5mm的2A12铝合金连接件，由力学模型理论计算出其最佳相对干涉量为3.1%。当间隙为0.05mm最为接近这一理论值。

由图3可知，5个测量位置即使不同，但相对干涉量与钉孔间隙之间均存在明显的负相关关系。依据弹性力学孔壁接触理论，这是因为间隙增大会导致有效接触

面缩减，从而降低了塑性变形能的传递与积累。同时，观察同一间隙下的数据发现，相对干涉量沿位置1到位置5的方向，随着远离墩头呈现出梯度下降的特征

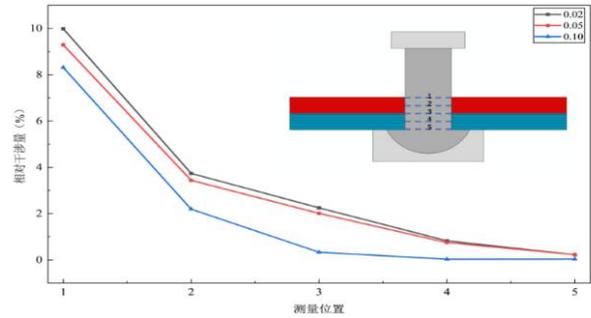


图3 孔间隙对相对干涉量的影响规律

### 3.2.2 外伸量的影响

在金属/复材混合板铆接中，铆钉外伸量的合理选取直接关系到接头的结构稳定性和服役耐久性。合适的铆钉长度能够确保铆钉在不同材料层间形成充分的接触作用，从而建立连续且稳定的载荷传递路径，有效增强混搭界面的结合质量和整体承载能力。因此，在铆接工艺中，对铆钉外伸量的精确控制和选择是确保高质量铆接的重要步骤之一。

选用铆钉参数和前文保持一致，根据3.2节推荐的钉孔间隙理论最优0.05mm，铆钉孔选用5.10mm。如图4所示，通过改变连接板厚度(3.5~5mm)分别设置1.0d, 1.2d。

表4 不同间隙下的相对干涉量

钉孔间隙 (mm)	测量位置	干涉量 (mm)	相对干涉量	平均干涉量
0.02	1	0.5033	9.99%	3.40%
	2	0.1884	3.74%	
	3	0.1133	2.25%	
	4	0.0416	0.83%	
	5	0.0113	0.22%	
0.05	1	0.4738	9.29%	3.14%
	2	0.1755	3.44%	
	3	0.1025	2.01%	
	4	0.0383	0.75%	
	5	0.0117	0.23%	
0.1	1	0.4323	8.31%	2.18%
	2	0.1141	2.19%	
	3	0.0017	0.03%	
	4	0.0174	0.33%	
	5	0.0019	0.04%	

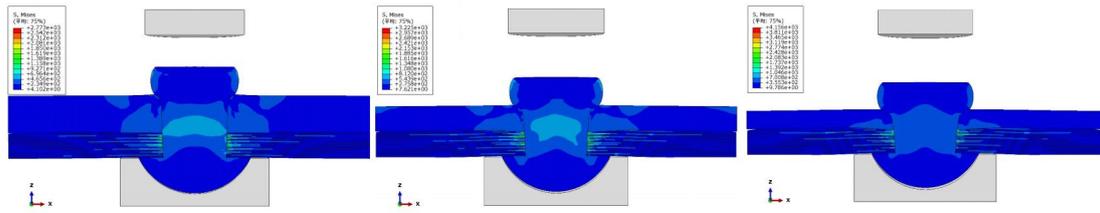


图4 不同外伸量对应应力云图

和 1.3d 三组外伸量进行仿真。不同铆钉外伸量对应仿真 Mises 应力云图如图 4 所示,可发现混搭板两端发生了翘曲现象。上层铝板产生局部塑性流变,而下层 CFRP 未发生同步变形。两者在厚度方向的位移不协调导致铆钉周围应力分布非对称,由此诱发的净弯矩最终致使结构发生翘曲。

图 5 相对干涉量沿孔深方向呈现“上大下小”的梯度分布特征。这是由于在铆接过程中,冲头载荷首先作用于铆钉外伸端,导致钉杆上部材料发生剧烈塑性流动并产生径向扩张,而随着应力波沿轴向传递过程中的耗散,底部的径向变形能力显著减弱。值得注意的是,曲线在位置 4 和位置 5 处基本重合,这表明单纯增加外伸量并不能有效改善深孔处的干涉不足问题。

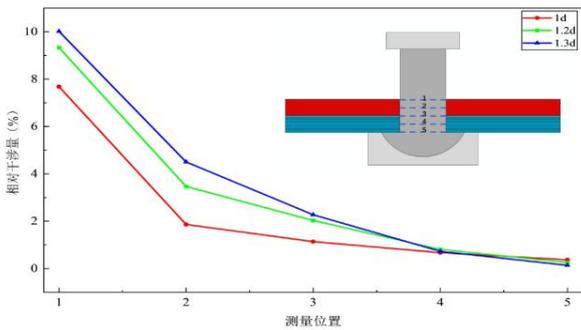


图5 铆钉外伸量对相对干涉量的影响规律

### 3.3 几何参数对 CFRP 损伤的影响

#### 3.3.1 钉孔间隙的影响

在研究钉孔间隙对复合材料损伤的影响时,考虑到钉孔间隙的变化会导致 CFRP 层合板在孔周受力区域的总体积发生微小改变,单纯比较绝对损伤体积缺乏严谨性。为了消除几何体积变化带来的尺度效应,更加准确且具有普适性地表征损伤程度,本文引入无量纲损伤体积作为评价指标。该指标定义为仿真分析步结束时,发生损伤的单元总体积与复材板总体积之比。

$$\eta = \frac{\sum V_{damage}}{V_{total}} \times 100\% \quad (14)$$

从图 6 中可以看出,当钉孔间隙较为 0.02mm 时,复合材料遭受的损伤最为严重,  $\eta_f$  达到 0.89%,  $\eta_m$  高达 1.6%。随着间隙的增大,两类损伤指标均出现明显下降。当间隙增加至 0.05mm,  $\eta_f$  和  $\eta_m$  分别下降至 0.68% 和 1.22%, 降幅约为 23.6% 和 23.8%。继续增加间隙至 0.1mm, 损伤下降趋势趋于平缓,但仍保持最低水平。此外,在所有工况下,基体损伤因子始终约为纤维损伤因子的 1.8 倍,反映了基体在径向挤压载荷下相比于纤维更容易发生损伤。

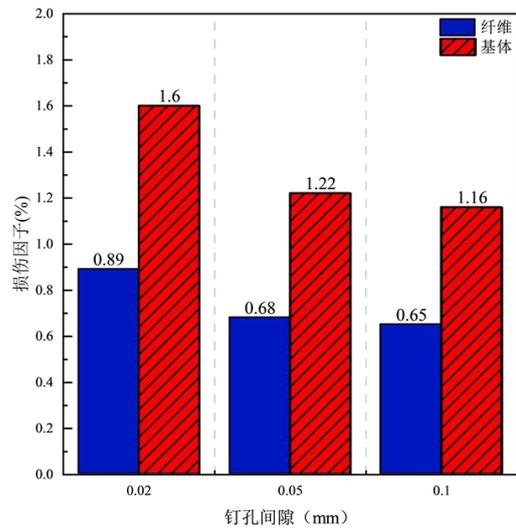


图6 不同孔间隙的损伤程度影响

#### 3.3.2 外伸量的影响

图 7 展示了在铆钉外伸量分别为 1d,1.2d,1.3d 工况下, CFRP 铆接接头的最终损伤云图。当外伸量为 1d 时,钉孔周纤维损伤程度最轻,损伤变量峰值为 0.971,且高损伤区域(红色/黄色区域)仅局限于孔壁表层的极窄环域内。随着外伸量增加至 1.2d,参与变形的材料增多,纤维损伤峰值上升至 0.985,损伤沿径向向内的侵入深度略有增加。当外伸量到 1.3d 时,纤维损伤达到最大值 0.987,逼近完全失效临界值 1.0。相比外伸量 1d 时,其损伤峰值增长了约 1.65%,且云图中深色损伤区域的连续性增强,但总体上来讲,铆接过程中纤维损伤是不严重的。

而图 8,各工况下的基体损伤峰值虽均达到失效值,但损伤破坏面积随外伸量增加发生了剧烈扩张。在外伸量为 1d 时,基体破坏主要集中在孔边界面。而在当外伸量到达 1.3d 时,基体损伤表现出“发散状”扩展特征,损伤区域的覆盖面积显著增大,表明层合板内部发生了更大范围的基体开裂与界面脱粘。

### 4 结论

本文研究了不同工艺参数对 CFRP/铝合金半圆头铆钉接头干涉配合及安装损伤的影响。通过建立包含渐进损伤及接触非线性的三维有限元模型,对比了不同钉孔间隙和铆钉外伸量下的相对干涉量特征与损伤演化规律。主要结论如下:

(1) 钉孔间隙与 CFRP/铝合金接头的干涉水平与

损伤程度成负相关。当钉孔间隙从 0.02 mm 增加至 0.1 mm 时,接头的平均相对干涉量从 3.40% 下降至 2.18%,且干涉量沿轴向分布不均。虽然间隙 0.02 mm 能获得最大的干涉量,但其引发的安装损伤最为严重;相比之下,0.05 mm 间隙下的平均干涉量为 3.14%,且损伤因子较 0.02 mm 工况都降低了约 23%,有效实现了连接质量与材料的平衡。

(2) 铆钉外伸量的改变对接头沿轴向的干涉分布改善有限,但显著影响结构的变形协调性及基体损伤扩展。仿真结果表明,干涉量沿孔深方向始终呈现“上大下小”的梯度特征,单纯增加外伸量不仅无法有效提升底部的干涉量,反而因层间变形不协调导致结构发生翘曲。此外,过大的外伸量 1.3d 会导致基体损伤区域呈发散状剧烈扩展。

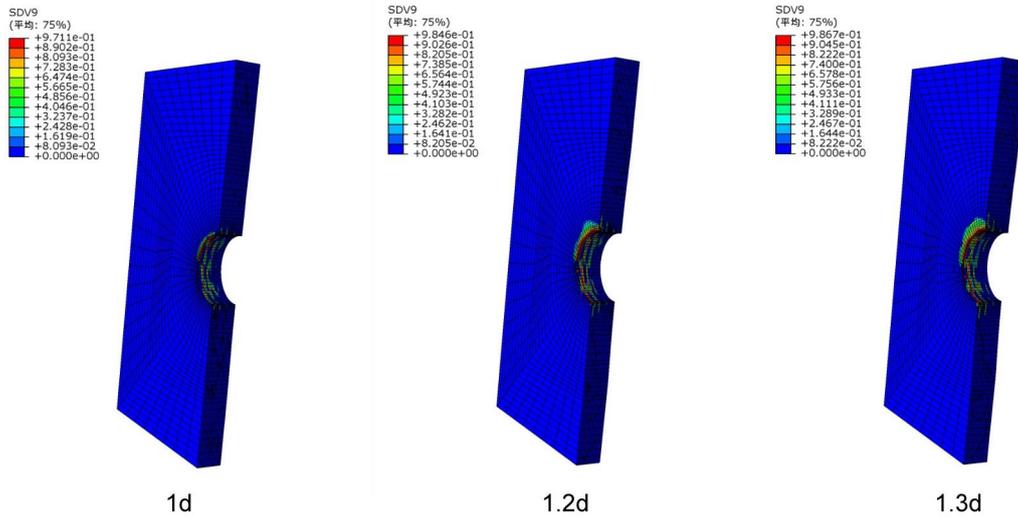


图 7 不同外伸量下的 CFRP 层合板纤维损伤分布云图

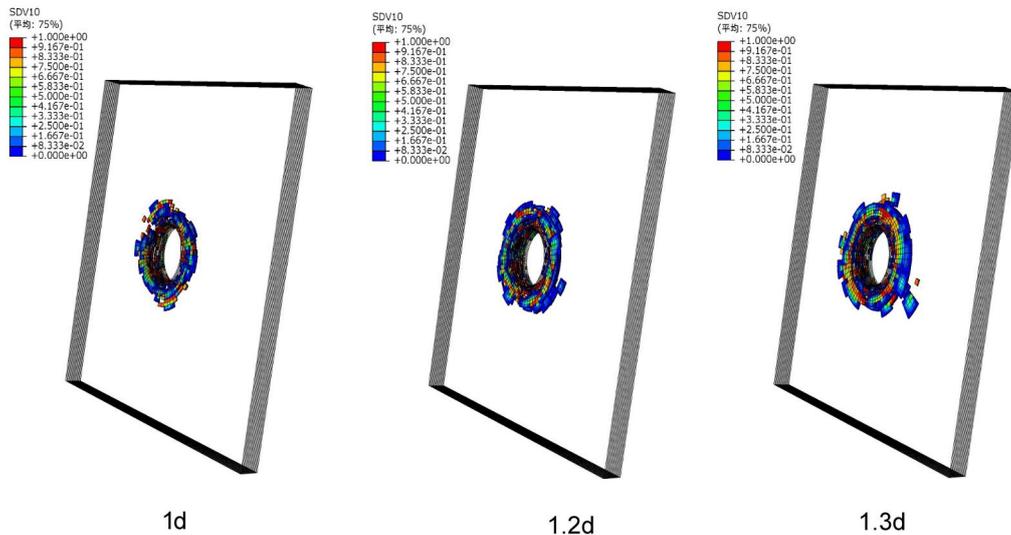


图 8 不同外伸量对 CFRP 层合板基体损伤区域的影响云图

## 参考文献

- [1]Gibson R F. Principles of Composite Material Mechanics, Fourth Edition. CRC Press. 2016.
- [2]杨珍菊, 国外复合材料行业进展与应用(下)[J]. 纤维复合材料, 2017, 34(03): 36-39. , 纤维复合材料, 2017, 03(34): 36-39.
- [3]Kelly L. Venkayya V. Paul D, Evolution of U. S. military aircraft structures technology, Journal of Aircraft, 2002, (39): 18-29.
- [4]曹跃杰, 碳/环氧复合材料螺接结构力学行为与失效机理研究[D], 西安: 西北工业大学, 2022.
- [5]Yawen Ouyang, Chao Chen, Research advances in the mechanical joining process for fiber reinforced plastic composites, Composite Structures, 2022, 296: 115906.
- [6]Liu L, Chen K. Modeling Method for Deformation Analysis in Thick Laminate Mechanical Joints. Journal of Aircraft. 2012; 49: 1974-81.
- [7]Michael McCarthy, BOJCAS: bolted joints in composite aircraft structures, Air & Space Europe, 2001, 3(3): 139-142.
- [8]Zengqiang Cao, M. Cardew-Hall, Interference-fit riveting technique in fiber composite laminates, Aerospace Science and Technology, 2006, 10(4): 327-330.
- [9]Taghizadeh H. Aghdam A. Chakherlou T N, Experimental and numerical comparison of cold expansion and interference fit methods in improving fatigue life of holed plate in double shear lap joints, Aerospace Science and Technology, 2013, 29(1): 351-362. , 2013, 1(29): 351-362.
- [10]ZUO Y J, CAO Z Q, ZHENG G, et al. Damage behavior investigation of CFRP/Ti bolted joint during interference fit bolt dynamic installation progress[J]. Engineering Failure Analysis, 2020, 111: 104454.
- [11]YANG Y, CHENG H, DU K P, et al. Microscale damage modeling of bolt-hole contact interface during the bolt installation process of composite structure[J]. Composite Structures, 2022, 291: 115561.
- [12]CAO Y J, ZUO D Q, ZHAO Y, et al. Experimental investigation on bearing behavior and failure mechanism of double-lap thin-ply composite bolted joints[J]. Composite Structures, 2021, 261: 113565.
- [13]ZUO Y J, YUE T, JIANG R S, et al. Bolt insertion damage and mechanical behaviors investigation of CFRP/CFRP interference fit bolted joints[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(9): 354-365.
- [14]WANG A Y, WANG Z Q, ZHAO Y, et al. Fatigue behaviour and failure mechanism of the thin/thick-ply hybrid laminated composite bolted joints[J]. Composite Structures, 2022, 295: 115636.
- [15]XU G H, ZHANG K F, CHENG H, et al. An efficient physically-based damage model for interface damage of composites sleeved interference joint and influence analysis of its interface friction[J]. Composite Structures, 2021, 275: 114425.
- [16]HU J S, ZHANG K F, CHENG H, et al. Modeling on mechanical behavior and damage evolution of single-lap bolted composite interference-fit joints under thermal effects[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(8): 230-244.
- [17]李辉, 易成君, 王倩, 等. 复合材料斜面压铆和锤铆铆接质量对比分析 [J]. 航空制造技术, 2017, 60(18): 97-99, 105.
- [18]ZHANG M, CAO Z, CAO Y, 等. Investigation on interference and damage behaviours of electromagnetic riveted double-sided countersunk 30CrMnSiA/CFRP joints[J/OL]. Composite Structures, 2024, 329: 117824.
- [19]黄涛. 干涉配合铆接工艺及干涉量预测研究[D]. 陕西理工大学, 2024.
- [20]张伟, 魏刚, 肖新科. 2A12铝合金本构关系和失效模型[J]. 兵工学报, 2013, 34(03): 276-282. 属学报, 2023, 33(01): 78-87.
- [21]王晨宇, 许进升, 李辉, 等. 高强 2A12 铝合金修正 Johnson-Cook 本构模型[J] 中国有色金属学报, 2023,

33(01): 78-87.

[22]赵家黎, 邵坤鹏, 张盼盼, 等, 基于J-C本构模型的2A12铝合金高速铣削特性研究[J]. 兰州理工大学学报, 2021, 47(06): 45-49.

[23]Sanjeev N K, Malik V, Hebbar H S. Verification of Johnson-Cook material model constants of AA2024-T3 for use in finite element simulation of friction stir welding and its utilization in severe plastic deformation process modelling international journal of research in engineering and technology, 2014, 3(06): 98-102.

[24]Ijaz H, Zain-Ul-Abdein M, Saleem W, et al. Modified Johnson-Cook Plasticity Model with Damage Evolution: Application to Turning Simulation of 2XXX Aluminium Alloy[J]. Journal of Mec

hanics, 2017: 1-12.

[25]Ijaz H, Danish M, Asad M, et al. A three-dimensional finite element approach to investigate the optimum cutting parameters in machining AA2024[J]. Mechanics and Industry, 2020, 21(6).

[26]Abir MR, Tay TE, Lee HP. On the improved ballistic performance of bio-inspired composites[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing 2019; 123: 59-70.

[27]Liu JL, Singh AK, Lee HP, Tay TE, Tan VBC. The response of bio-inspired helicoidal laminates to small projectile impact[J]. International Journal of Impact Engineering 2020; 142: 103608.