

基于 SPH-FEM 耦合方法的不同铺层复合材料 风扇叶片鸟撞响应分析

Bird-Strike Response Analysis of Composite Fan Blades with Different Layups Based on the SPH-FEM Coupled Method

张龙¹, 阮诗伦^{1,2}, 谷俊峰¹

Zhang-long¹, Ruan Shi-lun^{1,2}, Gu Jun-feng¹

(1 大连理工大学 力学与航空航天学院, 辽宁 大连 116024; 2 大连理工大学工业装备结构分析国家重点实验室, 辽宁 大连 116024)

摘要: 为了研究不同铺层顺序对复合材料风扇叶片在鸟撞冲击下损伤响应的影响, 本文基于 SPH-FEM 耦合建模方法, 构建了鸟体与叶片之间的高保真数值仿真模型。采用平滑粒子流体力学 (SPH) 方法模拟鸟体的大变形行为, 并结合有限元方法 (FEM) 实现叶片结构的响应计算, 通过 Hashin 层内失效准则和 Mie-Grüneisen 状态方程描述材料非线性行为。文中设计了四种不同铺层方式的复合材料风扇叶片, 并对各方案在鸟撞工况下的纤维拉伸损伤、应力分布及整体变形进行了对比分析。结果表明, 铺层顺序对叶片的抗冲击性能具有显著影响, 其中 [0/45/-45/90] 铺层顺序表现出应力分布均匀、损伤区域较小、结构稳定性较高的优势。该研究验证了 SPH-FEM 耦合建模在复杂鸟撞问题中的有效性, 并为复合材料风扇叶片的结构优化设计与抗鸟撞能力提升提供了理论基础和工程指导。

关键词: 风扇叶片; 鸟撞仿真; SPH-FEM 耦合; 复合材料; 铺层设计; 纤维损伤

1. 引言

鸟撞航空发动机风扇叶片对于航空安全来讲具有极大的威胁, 一直以来也是困扰航空界的重要难题之一^[1-2]。鸟击可能导致风扇叶片的结构性损伤, 如断裂、裂纹或变形, 严重时甚至可能导致叶片脱落, 这直接影响发动机的运转稳定性和可靠性。特别是在飞行的关键阶段, 如起飞或降落时, 鸟撞可能导致发动机失效, 从而对飞机的飞行安全构成重大威胁。除直接的安全风险外, 鸟撞还可能引发飞机的振动, 进一步加剧机械故障, 甚至导致动力丧失, 增加维修成本和停飞时间。此外, 飞行员需要在短时间内判断损伤程度并做出应急处理, 这要求具备高度的应变能力和飞行操作技巧。因此, 航空行业通过强化风扇叶片设计、开展鸟类监控及飞行安全措施等手段, 旨在最大限度地减少鸟撞对飞机安全性和运行效率的影响。

鸟击通常是一个持续时间很短以及高强度动态载荷的事件。结构在对于鸟撞击之下所吸收的能量以及损伤取决于很多参数, 比如说鸟的几何形状^[3]、鸟的材料模型^[4]、鸟弹的初始速度^[5]和冲击角度^[6]、对于复合材料来讲铺层^[7]也是重中之重。

随着航空技术的进步, 复合材料在飞机发动机风扇叶片中的应用越来越广泛, 成为提高发动机性能、减轻重量、增强耐用性和提高燃油效率的关键技术之一, 例如现代商用飞机中高涵道比发动机的风扇叶片。GENx 发动机就是使用复合材料风扇叶片的一个典型例子, 此外还有 CFM 国际的 LEAP 发动机, 惠普公司的 Geared Turbofan 发动机。同时鸟撞认证的合规性对于安全也至关重要。根据 FAR 第 25 部分、第 25.571 小节“结构的损伤容限与疲劳评估”要

求,其主要目的是确保商用飞机在设计和运行过程中能够承受由于长时间使用和外力作用(如振动、鸟撞、疲劳载荷等)所带来的损伤,而不导致结构失效或威胁飞行安全。与金属结构相比,复合材料的损伤模式更为复杂,其在受到外来物体损伤(FOD)时表现出相对脆弱的行为,可能会发生内部损伤。复合材料在受到冲击载荷的FOD影响时,可能会出现多种破坏模式,如纤维断裂、基体开裂、分层、纤维拉出和纤维/基体剥离等。所有这些由冲击引起的FOD损伤和破坏模式在很大程度上取决于结构的几何形状、冲击速度/位置、物体的形状和质量、层数及其排列、纤维和基体的性能等因素。

由于撞击损伤行为的高度复杂性和非线性,鸟撞对于复杂结构的分析研究似乎相当的困难。因此,进行了广泛的实验测试和数值模拟,目前已经实施了研究和预测不同参数对金属和复合材料在鸟击作用下的强度和失效的影响。然而,对于航空结构来讲,实验测试成本太高,可重复性低,所以数值模拟的方法越来越多运用于认证过程。

冲击诱导的FOD一直是航空航天复合材料的一个重要问题和主要的关注点,近些年来鸟撞损伤越来越受到关注。Shao^[9]等通过FEM-SPH耦合方法研究了复合材料风扇叶片的抗鸟撞性能。通过模拟不同鸟撞条件下的冲击过程,分析了复合材料的损伤行为,包括纤维拉伸、基体开裂和分层现象。表明复合材料在鸟撞事件中表现优于金属,但仍需进一步优化。通过使用FEM-SPH耦合模型,胡等^[9]研究了一个受到鸟击的直升机复合材料驾驶舱。Hedayati等^[10]对具有不同叠层的典型直升机挡风玻璃进行了鸟击分析,其中使用了弹塑性材料模型和线性粘弹性材料模型。MA Mingrui^[11]等提出了一种多分辨率SPH-FEM耦合方法,用于模拟鸟撞对航空发动机风扇叶片的影响。通过多分辨率的SPH粒子分布,能够在不同尺度上捕捉鸟撞过程中的细节,提升模拟精度。AA Ryabov^[12]等研究了不同数值方法(Lagrangian、SPH和ALE方法)在鸟撞分析中的应用,并比较了它们在模拟风扇叶片鸟撞事件中的表现。YN Shmotin^[13]等探讨鸟撞时风扇叶片的受力和变形行为,并分析了不同鸟类形状、质量和撞击位置对风扇叶片的影响。Mohagheghian等人^[5]创新性地研究了聚合物中间膜对夹层玻璃板高速软冲击响应的影响,研究了三种不同的聚合物中间膜材料,显示出与多层板不同的优势。Riccio等人^[14]最近引入了通常用于模拟复合材料机翼截面上的鸟撞现象的数值方法,包括层间损伤的发生和演变。最近,Patel等人^[15]仔细考虑了聚合物复合材料在冲击载荷下纤维取向的影响,其中发现反对称交叉层排列是失效的可能性最小。

从之前的大部分文献可以看出,复合材料和结构的鸟撞分析已经引起了越来越多的关注;对于不同铺层顺序下,复合材料的鸟撞分析目前并没有太多的研究,而在高速软体的冲击下,对于复合材料铺层的考虑是必要的,因为不同的铺层会导致冲击时产生不同的力学性能。因此,本研究主要目标是数值模拟鸟体模型对于不同铺层顺序下复合材料叶片冲击损伤的影响,为之后的设计初步获得设计指南。

2. SPH-FEM 建模

对于鸟撞的分析,有三种推荐的方法,分别是拉格朗日、任意拉格朗日欧拉和平滑粒子流体动力学法。在鸟撞风扇叶片的研究中,SPH法(光滑粒子流体动力学法)相对于拉格朗日法和ALE法(任意拉格朗日-欧拉法)具有显著的优势,特别是在处理大变形、自由表面流体问题以及复杂的断裂和接触现象时。与拉格朗日法不同,SPH法不依赖于网格结构,而是通过粒子系统进行物理量的离散化,这使得SPH法能够自然地处理大变形和流体的自由表面,避免了拉格朗日法在大变形情况下网格扭曲的问题。此外,SPH法在模拟流体-固体相互作用时,能够更精确地捕捉流体的运动和固体的变形,尤其是在高能量碰撞和破裂过程中的表现优异。在与ALE法的比较中,SPH法提供了更高的灵活性,因为它不需要网格变形,而是通过粒子间的相互作用来处理物体的运动,这减少了ALE法在大规模变形时对网格调整的需求。综上所述,SPH法在模拟鸟撞等涉及复杂碰撞和流体-固体相互作用的事件时,提供了更高的计算效率和更精确的物理描述,特别适用于处理流体-固体耦合问题中的大变形、自由表面以及断裂等现象。因此在本研究中,采用了SPH方法。

状态方程(EOS)可以与材料的物理状态变量相关联,这对于解释流体和固体物体的运动非常具有帮助。在EOS中,状态函数是温度、压力、密度和内能。理想气体的EOS在解析关系方程中是众所周知的, $PV = nRT$ 。设 ρ 为当前质量密度,为了准确模拟鸟类的动力响应,

使用 EOS 作为

$$p = f(\rho, E_m) \quad (1)$$

E_m 是每单位质量的内能。被广泛采用的 EOS 形式包括多项式, Murnaghan 方程 (Murnaghan EOS), Mie-Grüneisen 方程^[6]。在目前的研究中, Mie-Grüneisen EOS 方程在预测鸟类撞击行为方面具有更加良好的性能, 所以采用此方程。

$$p - p_H = \Gamma \rho (E_m - E_H) \quad (2)$$

p_H 和 E_H 是 Hugoniot 压力和比能量, 并且只是定义密度的函数, Γ 是 Grüneisen 比率, 定义为

$$\Gamma = \Gamma_0 \frac{\rho_0}{\rho} \quad (3)$$

Γ_0 是材料常数, ρ_0 是参考密度。Hugoniot 能量 (E_H) 与 Hugoniot 压力的关系可以通过以下方式

$$E_H = \frac{p_H \eta}{2\rho_0} \quad (4)$$

其中 $\eta = 1 - \rho_0 / \rho$, 联立以上公式可得到

$$p = p_H \left(1 - \frac{\Gamma_0 \eta}{2} \right) + \Gamma_0 \rho_0 E_m \quad (5)$$

又因为线性的 Mie-Grüneisen EOS 方程式为

$$p_H = \frac{\rho_0 c_0^2 \eta}{(1 - s\eta)^2} \quad (6)$$

其中 c_0 为参考声速, s 为 $U_S - U_P$ 曲线的斜率, 联立以上方程可得

$$p = \frac{\rho_0 c_0^2 \eta}{(1 - s\eta)^2} \left(1 - \frac{\Gamma_0 \eta}{2} \right) + \Gamma_0 \rho_0 E_m \quad (7)$$

SPH 建模使用 PC3D 元素在 ABAQUS/Explicit 中进行的。EOS 参数 c_0 、 s 和 Γ_0 是材料常数, 根据文献查询^[7] $c_0 = 1450.6 \text{ m/s}$, $s = 0$ 和 $\Gamma_0 = 0$ 。鸟体的建模也有不同可替代的几何形状, 分别为圆柱体、带半球端的圆柱体、椭圆体和球体, 但没有标准的人造鸟的形状, 在本次研究中, 鸟的身体被建模为带半球端的圆柱体弹丸(纵横比为 2:1), 长度为 220mm, 直径为 110mm。鸟击的速度固定为 70m/s。弹丸的初始密度为 $\rho_0 = 950 \text{ kg/m}^3$, 弹丸模型的重量约为 2kg。鸟体模型如图 1 所示。



图1-鸟体模型

对于纤维断裂和基体开裂的模拟，连续损伤模型（CDM）可以很好的准确预测层内损伤的增长和发生。本次模拟所用叶片叶高约为 1143mm，最大弦长为 443mm，叶片厚度 49mm，叶片铺层单层厚度为 0.125mm，总计铺层为 392 层，使用了四种不同的铺层顺序，如表 1 所示。

表 1.叶片铺层顺序及厚度

	铺层顺序	单层厚度(mm)	总厚度 (mm)
1	[0/45/-45/90]	0.125	49
2	[0/45/0/-45]	0.125	49
3	[0/90/45/-45]	0.125	49
4	[90/-45/0/45]	0.125	49

在 SPH-FEM 建模中，为了确定精细的网格密度，对于增加网格划分密度的网格进行分析，直到寻找到一个最优的网格密度，在增加密度之后并未导致结果有明显变化，这样会使在仿真过程中减少时间且保证结果的准确性。复合材料叶片的最终模型由 9271 个单元组成，单元类型为 S4R。失效模式基于 Hashin 准则制定，它可以解释拉伸时的纤维断裂、压缩时的纤维屈曲和横向拉伸、剪切情况下的基体开裂等等。损伤的失效模式及其数学表示如表 2 所示。

表 2.Hashin 失效准则

失效模式	条件	失效准则
纤维拉伸	$\hat{\sigma}_{11} > 0$	$F_f^T = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L}\right)^2 = 1$
纤维压缩	$\hat{\sigma}_{11} < 0$	$F_f^C = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^C}\right)^2 = 1$
基体拉伸	$\hat{\sigma}_{22} > 0$	$F_m^T = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L}\right)^2 = 1$
基体压缩	$\hat{\sigma}_{22} < 0$	$F_m^C = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T}\right)^2 - 1\right] \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L}\right)^2 = 1$
剪切失效	$\hat{\sigma}_{12}$ (剪切应力)	$F_{12} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L}\right)^2 = 1$

在上面的方程中，在 Hashin 失效准则中，术语解释包括以下几个关键概念： $\hat{\sigma}_{11}$ 是纤维方向上的正应力，通常称为纵向应力，它代表了沿纤维方向施加的外部载荷； $\hat{\sigma}_{22}$ 是基体方向上的正应力，即横向应力，它表示在垂直于纤维方向上的应力； $\hat{\sigma}_{12}$ 是剪切应力，它描述了复合材料平面内的剪切力作用。其他常用参数包括 X^T 和 X^C ，分别代表纤维的拉伸强度和压缩强度， Y^T 是基体的拉伸强度， S^L 是材料的剪切强度， Y^C 是基体的压缩强度。最后， α 是一个常数，用来描述纤维应力和剪切应力之间的相互作用关系。根据参考文献^[10]，列出了本次模拟所用复合材料力学性能参数，如表 3 所示

表 3-材料性能参数

性能参数	数值
密度 $\rho(kg / m^3)$	1563
弹性模量 $E_1, E_2, E_3(GPa)$	40.37, 46.18, 8.56
泊松比 $\nu_{12}, \nu_{23}, \nu_{13}$	0.026, 0.163, 0.163
剪切模量 $G_{12}, G_{23}, G_{13}(GPa)$	8.046, 8.046, 5.06
拉伸强度 $S_1^T, S_2^T, S_3^T(MPa)$	789.54, 795.44, 226
压缩强度 $S_1^C, S_2^C(MPa)$	348.49, 378.79
剪切强度 $S_{FC}, S_{12}, S_{13}, S_{23}(MPa)$	850, 75, 58, 58
强度应变率系数 C_1, C_2	0.0162, , 0.018
模量应变率系数 $C_{rate2}, C_{rate3}, C_{rate4}$	0, 0.03, 0.03

$\hat{\sigma}_{11}$, $\hat{\sigma}_{22}$, $\hat{\sigma}_{12}$ 组成有效应力 $\hat{\sigma}$ 。

$$\hat{\sigma} = \mathbf{M}\sigma \quad (8)$$

其中 σ 是真实应力， \mathbf{M} 是损伤矩阵，

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} \frac{1}{1-d_f} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{1-d_m} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{1-d_s} \end{pmatrix} \quad (9)$$

d_f 、 d_m 和 d_s 是分别表征纤维、基体和剪切损伤的损伤变量。通过修改初始的弹性矩阵，可以使用损伤参数对 CFRP 材料刚度的退化进行模拟。材料的应力可以计算为

$$\sigma = \mathbf{C}_d \varepsilon \quad (10)$$

ε 为应变向量，受损的弹性矩阵 \mathbf{C}_d 形式为

$$C_d = \frac{1}{D} \begin{pmatrix} (1-d_f)E_1 & (1-d_f)(1-d_m)v_{21}E_1 & 0 \\ (1-d_f)(1-d_m)v_{12}E_2 & (1-d_m)E_2 & 0 \\ 0 & 0 & (1-d_s)G_{12}D \end{pmatrix} \quad (11)$$

D 为损伤因子，表示材料总的损伤状态，用来修正损伤对刚度的影响，计算方式为

$$D = 1 - (1-d_f)(1-d_m)v_{12}v_{21} \quad (12)$$

损伤的演化可以通过损伤因子的变化来描述。通常，损伤因子 d 会随着载荷和循环次数的增加而逐渐增大。损伤因子的演化可以通过以下方程表示

$$d = \frac{\delta_f}{\delta_0} \left(\frac{\delta_f - \delta_0}{\delta_f} \right) \quad (13)$$

其中 δ_f 是当前的损伤量度， δ_0 是初始的标准位移量，代表无损伤的状态。

图 2 说明了对具有不同铺层顺序的鸟冲击复合材料叶片进行 SPH-FEM 模拟的流程图，当前模拟的最终 SPH-FEM 模型将如图 3 所示。

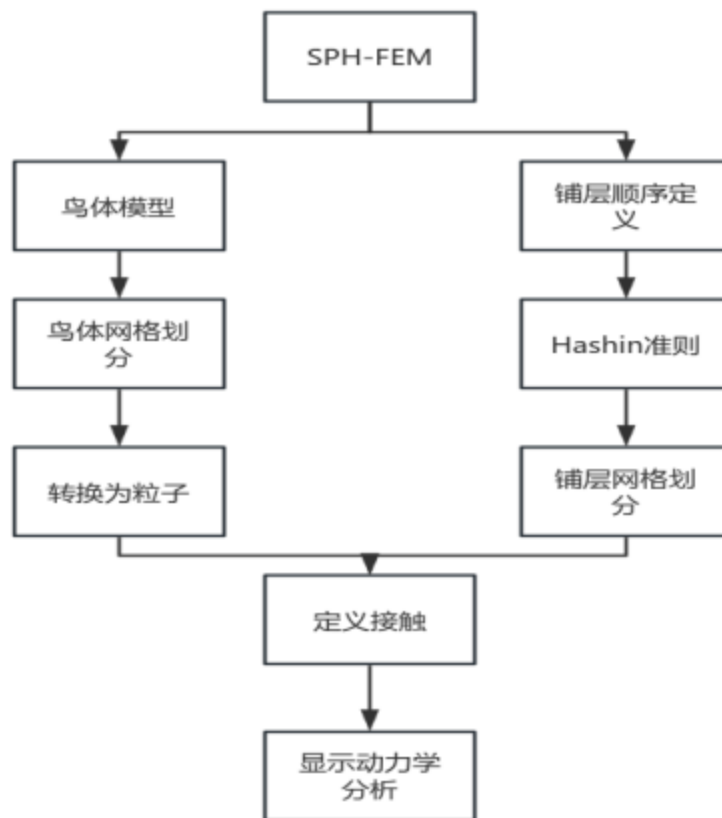


图 2. SPH-FEM 模拟流程图

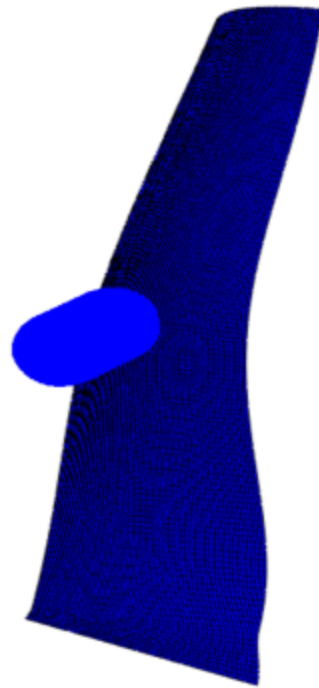


图3-SPH-FEM模型

3. 结果和讨论

为了在分析动态响应时间相对较短的大型模型以及分析及不连续的时间及过程时提高计算效率，因此使用了 ABAQUS/Explicit 进行了显式动态分析。总仿真时间持续时间为 3.5ms，鸟体模型大约在 0.2ms 时开始接触复合材料风扇叶片。图 4 显示了鸟体速度在 70m/s 时，不同时间的变形。与之前很多文献类似，可以清楚的观察到鸟体的流体动力学行为。随着冲击时间的增加，流体状物质在撞击处发生流动并扩散。(a),(b),(c),(d),(e),(f)分别按照从左到右的顺序代表鸟体在冲击时间 0ms,0.7ms,1.4ms,2.1ms,2.8ms,3.5ms 时的状态。



图4-鸟体变形与冲击时间的关系

具有足够动能的鸟撞击会造成严重的层内损伤，比如说复合材料结构的纤维断裂和基体开裂。在复合材料的失效模式中，纤维断裂可能导致整体结构发生严重失效。因此在本节中，将重点介绍这种失效模式。冲击下的损伤和复合材料的铺层顺序有很大的关系，不同的铺层顺序会导致复合材料叶片引发损伤的位置发生变化，由于叶片具有扭转角的原因，导致叶片各处的厚度分布并不均匀，所以了解到不同铺层顺序下叶片所受损伤最大位置是有必要的。

图 5 说明了叶片在[0/45/0/-45]铺层顺序下纤维拉伸失效与冲击时间的关系。其中 a,b,c,d 四个子图分别代表冲击时间 0.7ms, 1.4ms, 2.1ms, 2.8ms 时纤维的拉伸失效云图。图 6 说明了叶片在[0/45/-45/90]铺层顺序下纤维拉伸失效与冲击时间的关系, 其中 a,b,c,d 四个子图分别代表冲击时间 0.7ms, 1.4ms, 2.1ms, 2.8ms 时纤维的拉伸失效云图。图 7 说明了在[0/90/45/-45]铺层顺序下纤维拉伸失效与冲击时间的关系, 其中 a,b,c,d 四个子图分别代表冲击时间 0.7ms, 1.4ms, 2.1ms, 2.8ms 时纤维的拉伸失效云图。图 8 说明了在[90/-45/0/45]铺层顺序下纤维拉伸失效与冲击时间的关系, 其中 a,b,c,d 四个子图分别代表冲击时间 0.7ms, 1.4ms, 2.1ms, 2.8ms 时纤维的拉伸失效云图。首先可以观察到风扇叶片的损伤主要集中在撞击前缘区域, 随着时间的推移, 损伤逐渐扩展至叶片的其他部分。初期损伤局部化, 主要表现在风扇叶片的前缘区域, 且这些区域的应力较高, 导致纤维拉伸失效严重。随着仿真时间的增加, 损伤区域开始沿边界方向传播, 表明冲击对叶片的影响逐渐加深, 并可能导致局部的材料破坏或失效。

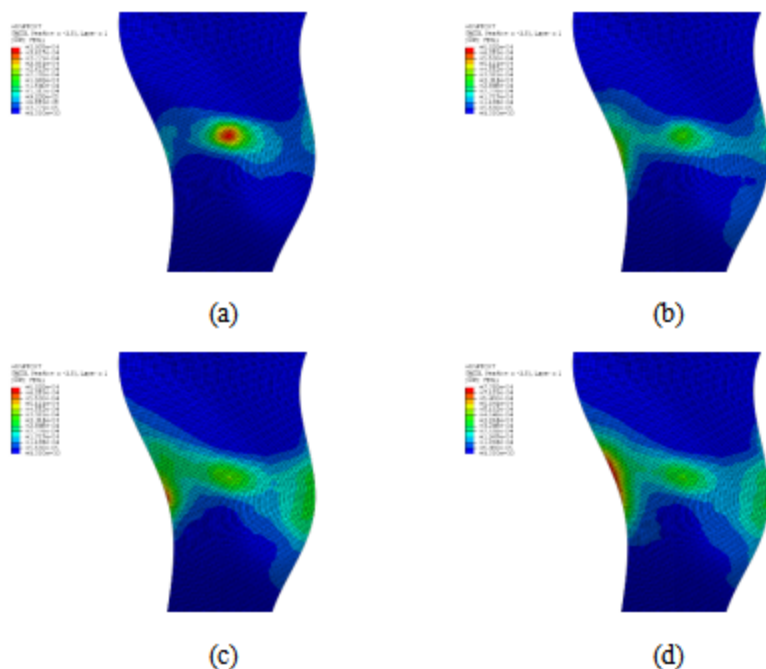
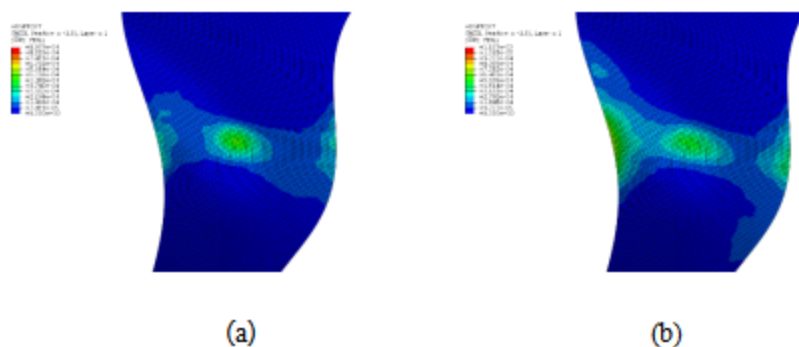


图 5-[0/45/0/-45]铺层顺序下叶片纤维拉伸失效



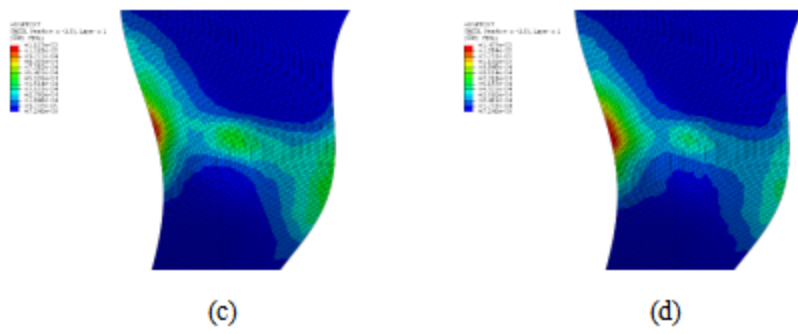


图6-[0/45/-45/90]铺层顺序下纤维拉伸失效

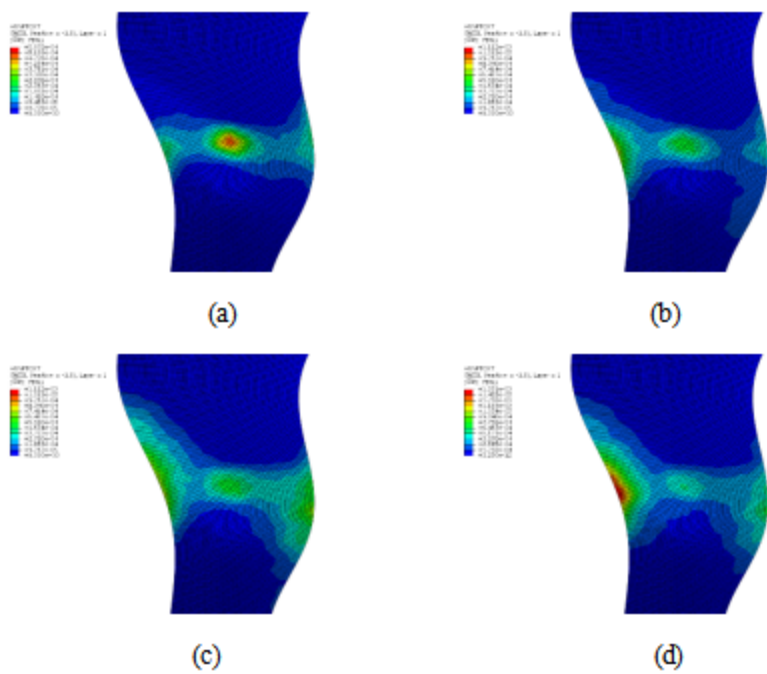
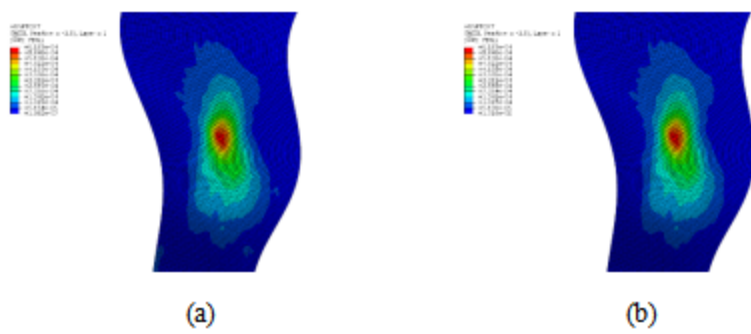


图7-[0/90/45/-45]铺层顺序下纤维拉伸失效



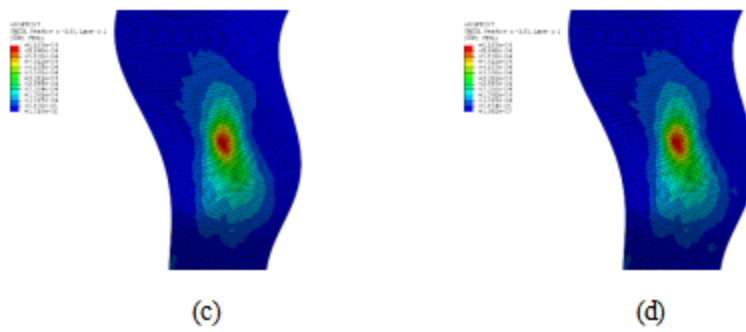


图8-[90/-45/0/45]铺层顺序下纤维拉伸失效

通过对不同铺层顺序下鸟撞风扇叶片的纤维拉伸损伤云图进行分析，可以发现铺层设计对叶片的抗冲击性能具有显著影响。在不同铺层顺序下，损伤主要集中在叶片的前缘和中部区域，尤其是前缘部分受到的冲击较为严重。 $[90/-45/0/45]$ 铺层顺序下，风扇叶片在前缘区域表现出较强的损伤集中，表明该铺层设计在抗冲击性能上存在一定的局限性。相比之下， $[0/90/-45/45]$ 铺层顺序的损伤则更加均匀，尤其在中部区域的损伤较为显著，显示出较好的抗弯刚度，但由于高应力集中，部分区域仍出现了纤维拉伸失效。在 $[0/45/0/-45]$ 铺层设计中，前缘区域的损伤较大，表明该设计在抗冲击时对前缘区域的分布效果较差。最后， $[0/45/45/90]$ 铺层顺序虽然在风扇叶片的前缘和中部产生了较大的损伤，但通过合理的铺层搭配，能够提高叶片的弯曲刚度和抗扭性。这些分析表明，不同的铺层顺序对风扇叶片在鸟撞情况下的损伤扩展方式有着显著影响，铺层角度和顺序的优化设计对于提升叶片的抗冲击性能具有重要意义。

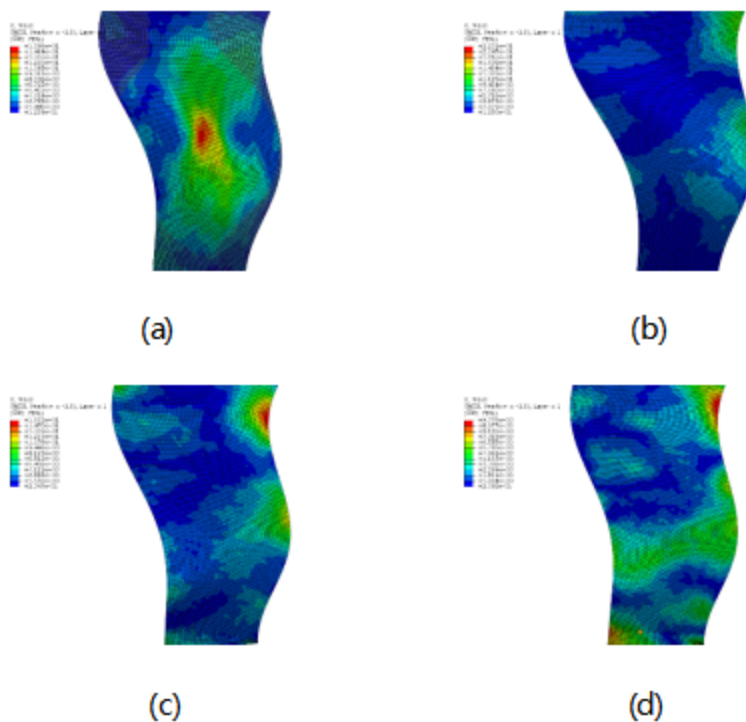


图9-叶片应力图

叶片受冲击后最终的应力图如图9所示，其中(a),(b),(c),(d)分别代表 $[90/-45/0/45]$ ， $[0/90/-45/45]$ ， $[0/45/45/90]$ ， $[0/45/0/-45]$ 这四种不同铺层顺序下，叶片受到冲击最终的应力，从图9所示的风扇叶片受撞击后的响应云图可以看出，不同铺层顺序对叶片的应力分布和变

形特性产生了显著影响。具体而言， $[0/90/45/45]$ 铺层顺序在叶片前缘区域表现出较大的应力集中，表明该设计在抵抗撞击时局部区域容易受到较大变形和损伤。相比之下， $[0/45/45/90]$ 铺层顺序则展现出更为均匀的应力分布，前缘区域的应力较低，整体叶片的抗冲击性能得到了较好的改善。 $[0/45/0/45]$ 铺层顺序表现出中等的抗撞击能力，但相较于 $[0/45/45/90]$ 铺层顺序，其应力分布和局部损伤控制稍逊。综合来看， $[0/45/45/90]$ 铺层顺序在风扇叶片的抗撞击设计中表现出最佳的力学性能，能够有效分散撞击力，减少应力集中，并且提高叶片的整体抗损伤能力。

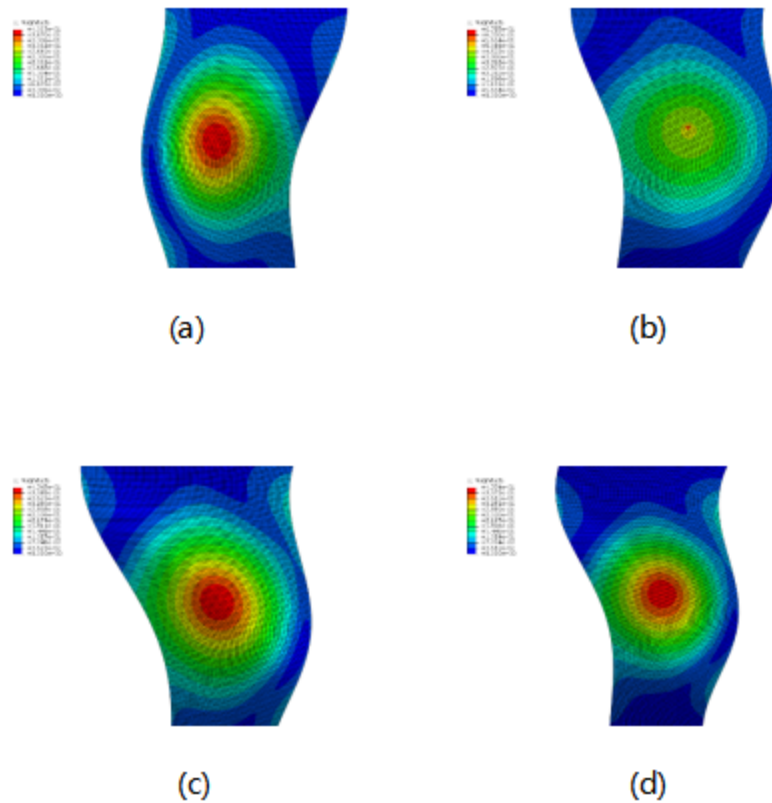


图10-叶片变形图

叶片受冲击后变形图如图10所示，其中(a),(b),(c),(d)分别代表 $[0/45/0/45]$ ， $[0/45/45/90]$ ， $[0/90/45/45]$ ， $[90/45/0/45]$ 这四种不同铺层顺序下，叶片受到冲击时的变形。通过对比各图可以看出，铺层顺序对叶片的整体变形模式和局部位移响应具有显著影响。

具体而言，图(a)的 $[0/45/0/45]$ 铺层顺序下，叶片前缘中心区域呈现出明显的高幅值变形区域，变形范围相对集中，呈圆形分布，表明该铺层在径向方向的刚度相对不足，冲击力主要集中在局部区域。图(b)的 $[0/45/45/90]$ 顺序下，变形区域略微扩大且应变分布更为均匀，前缘结构表现出更好的能量分散能力。图(c)中 $[0/90/45/45]$ 的铺层顺序使得变形区域呈现出更大的椭圆形扩散特征，说明该铺层配置在提高叶片抗弦向变形能力方面具有一定优势。而图(d)所示的 $[90/45/0/45]$ 顺序下，叶片在受到冲击后的变形强度与范围均显著高于其他铺层序列，反映出该铺层结构在抗冲击刚度方面存在一定不足。综上所述，不同铺层顺序在鸟撞冲击载荷作用下会导致叶片呈现出不同的应变模式和响应特性。其中， $[0/45/45/90]$ 铺层顺序的结构刚度分布更为合理，有助于减缓局部变形并实现较为均匀的载荷传递效果，在抗冲击性能方面具有较好的综合表现。

4. 结论

本研究采用SPH-FEM耦合方法对复合材料风扇叶片在鸟撞冲击下的损伤响应进行了深入的数值模拟与对比分析，系统考察了不同铺层顺序对叶片纤维拉伸失效、应力分布及变形模

式的影响。结果表明,铺层方式显著影响叶片的抗冲击性能和结构完整性,其中[0/45/45/90]铺层顺序展现出最优的力学响应,能够有效分散冲击载荷、减缓局部损伤并提高整体稳定性。该铺层设计在降低应力集中、延缓损伤扩展及优化变形控制方面具有显著优势。相较而言,铺层对称性较差或方向分布不合理的方案在鸟撞冲击下更易发生局部失效和严重形变。因此,合理优化铺层顺序是提升复合材料风扇叶片抗鸟撞能力和增强结构韧性的重要途径。

在未来的工作中,会考虑到更多鸟撞叶片的工况对其进行对比,进一步去优化叶片的性能。

参考文献

- [1] Lopez-Lago M, Casado R, Bermudez A, et al. A predictive model for risk assessment on imminent bird strikes on airport areas[J]. *Aerospace science and technology*, 2017, 62: 19-30.
- [2] 陈矛章. 风扇 / 压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(1): 1-15.
- [3] Meguid S A, Mao R H, Ng T Y. FE analysis of geometry effects of an artificial bird striking an aeroengine fan blade[J]. *International journal of impact engineering*, 2008, 35(6): 487-498.
- [4] Liu J, Li Y, Gao X. Bird strike on a flat plate: Experiments and numerical simulations[J]. *International journal of impact engineering*, 2014, 70: 21-37.
- [5] Mohagheghian I, Charalambides M N, Wang Y, et al. Effect of the polymer interlayer on the high-velocity soft impact response of laminated glass plates[J]. *International journal of impact engineering*, 2018, 120: 150-170.
- [6] Dar U A, Xu Y, Zhang W. FE Analysis of Dynamic Response of Aircraft Windshield against Bird Impact[J]. *International Journal of Aerospace*

Engineering, 2013, 2013(2013): 16-27.

- [7] Hedayati R, Sadighi M. Effect of Using an Inner Plate between Two Faces of a Sandwich Structure in Resistance to Bird-Strike Impact[J]. Journal of aerospace engineering, 2016, 29(1).
- [8] Djordjevic N, Vignjevic R, De Vuyst T, et al. Modelling of bird strike on the engine fan blades using FE-SPH[J], 2016.
- [9] Hu D, Song B, Wang D, et al. Experiment and numerical simulation of a full-scale helicopter composite cockpit structure subject to a bird strike[J]. Composite structures, 2016, 149: 385-397.
- [10] Hedayati R, Ziaei-Rad S, Eyvazian A, et al. Bird strike analysis on a typical helicopter windshield with different lay-ups[J]. J Mech Sci Technol, 2014, 28(4): 1381-1392.
- [11] Mingrui M, Fuzhen C, Hong Y, et al. Numerical simulation of bird strike based on multi-resolution SPH-FEM coupling method[J], 2024, 45(21).
- [12] Ryabov A A, Romanov V I, Kukanov S S, et al. Fan blade bird strike analysis using Lagrangian, SPH and ALE approaches[C]. 6th European LS-DYNA users conference. 2007.
- [13] Shmotin Y, Chupin P, Gabov D, et al. Bird strike analysis of aircraft engine fan[C]. Proceedings of the 7th European LS-DYNA Conference DYNAmore GmbH. 2009.
- [14] Riccio A, Cristiano R, Saputo S, et al. Numerical methodologies for simulating

- bird-strike on composite wings[J]. *Composite structures*, 2018, 202: 590-602.
- [15] Patel S, Ahmad S, Mahajan P. Safety assessment of composite beam under ballistic impact[J]. *Thin-walled structures*, 2018, 126: 162-170.
- [16] Zhou J, Liu J, Zhang X, et al. Experimental and numerical investigation of high velocity soft impact loading on aircraft materials[J]. *Aerospace science and technology*, 2019, 90: 44-58.
- [17] Liu L, Shao H, Zhu X, et al. Bird impact response and damage mechanism of 3D orthogonal woven composite aeroengine blades[J]. *Composite structures*, 2023, 304: 116311.
- [18] Liu L, Yang Z, Ji J, et al. Development and experimental verification of a modified constitutive model for 3D orthogonal woven composite under bird impact[J]. *Composite structures*, 2023, 303: 116305.

作者简介：张龙，大连理工大学硕士。从事复合材料损伤与结构可靠性研究。

电话：15225613040