DOI: 10.11858/gywlxb.20251271

航空发动机复合材料叶片鸟撞损伤的元件级等效试验方法

司武林[1], 李文昊[2,3,4], 姜晓伟[1], 李 游[1], 赵振强[3,4], 张 超[2,3,4]

（1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 201199;
2. 西北工业大学民航学院, 陕西 西安 710072;
3. 陕西省冲击动力学及工程应用重点实验室, 陕西 西安 710072;
4. 西北工业大学航空学院, 陕西 西安 710072）

摘要: 为了研究航空发动机复合材料叶片在鸟撞事件中的响应与损伤行为，提出了一种使用元件级平板试样替代全尺寸风扇叶片的等效鸟撞试验方法，旨在通过元件级平板试验再现全尺寸叶片在鸟撞过程中出现的尾缘分层损伤。通过开展不同夹持方案下平板试样的鸟撞试验和数值仿真，系统分析了不同方案下平板试样的冲击响应特点及分层损伤的起始和扩展过程，进而提出了一种能够有效模拟叶片鸟撞过程中尾缘分层损伤的元件级等效试验方法，并确定了可诱导典型复合材料层合板产生单侧尾缘分层的基准冲击工况，包括冲击高度、冲击速度以及切鸟量（鸟弹撞击试件时有效撞击体积占鸟弹总体积的百分比）。此外，通过对比不同冲击工况下的试验与仿真结果，验证了数值模型的准确性。基于已验证的数值模型，针对冲击高度、冲击速度及切鸟量等试验参数分别开展了敏感性分析，得出在试验可控的参数波动范围内，3 个参数引起的复合材料平板关键冲击响应指标（平板上侧尾缘峰值位移、平板下侧尾缘峰值位移及平板上沿位移差）相对基准工况的变化幅度均小于 5%。研究表明，所提出的等效试验方法可以通过复合材料平板试验模拟全尺寸叶片鸟撞时的局部位移响应和分层损伤模式，且试验结果具有良好的鲁棒性。

关键词: 复合材料风扇叶片; 鸟撞; 等效试验; 夹具设计; 层间分层

中图分类号: TB332; O521.9; V232.4 **文献标志码:** A

随着民航运输规模的不断扩大，飞机发动机叶片遭受鸟撞事件频繁发生，已对飞行安全构成严重威胁。复合材料因其强度高和比刚度大等优点，被越来越多地应用于飞机发动机风扇叶片[1−4]。在发生鸟撞事故时，全复合材料叶片将出现局部损伤或失效，前缘、尾缘及叶根都是易产生损伤的部位。鸟撞叶片造成的损伤会显著降低叶片的整体刚度与承载能力，并可能引发裂纹扩展等继发性破坏[5−7]。

目前，针对叶片的抗鸟撞设计多关注叶片的前缘和叶根区域，对尾缘区域的研究相对较少[8−9]。然而，一些事故分析及相关研究结果表明，叶片尾缘区域更易发生层间脱黏、纤维断裂与界面剥离等损伤[10−12]。Yella 等[13] 指出，复合材料叶片在承受鸟撞冲击（前缘受击）时，其尾缘部位常有明显的层间分层损伤。Jadhav[14] 通过有限元模拟研究了复合材料叶片在鸟撞冲击下的响应，发现尽管鸟撞发生在叶片前缘，但损伤却往往出现在叶片尾缘。上述研究表明，尾缘是鸟撞冲击作用下的薄弱部位，易出现分

* **收稿日期:** 2025-11-28； **修回日期:** 2026-01-21
基金项目: 民航安全能力建设基金项目（2024-225）
第一作者: 司武林（1990—），男，博士研究生，高级工程师，主要从事航空发动机结构强度设计研究.
E-mail: si_wulin@126.com
通信作者: 张 超（1987—），男，博士，教授，主要从事复合材料力学和冲击动力学研究.
E-mail: chaozhang@nwpu.edu.cn

层损伤，进行复合材料叶片抗鸟撞设计时，需重点关注尾缘区域的损伤破坏。

工程上常采用空气炮发射明胶弹模拟鸟撞情景，并配合高速摄影等手段获取叶片的动态响应与损伤形貌[15−17]。美国、欧洲及我国的航空适航当局在实际鸟撞事件的基础上制定了相应的鸟撞试验标准（如 SAE ARP 5416、EASA CS-E、CCAR-33-R2 等）。然而，由于各个标准在夹具刚度设计、试件固定方式等细节规定上并不完全统一，导致试验结果在可比性与重复性方面存在不足[18]。更重要的是，在鸟撞试验中，夹具的设计直接决定试件的边界约束形式，从而影响鸟弹冲击过程中试件的受力路径、应变分布和损伤演化过程等。当前试验夹具设计方案主要依赖经验，边界约束过刚或过柔均难以符合真实的飞行工况，从而对试验结果的准确性造成影响[19−22]。

因此，针对上述问题，本研究提出一种以复合材料平板为冲击靶板的元件级鸟撞试验方法，可通过对平板夹持方式和冲击工况的设计，在平板结构中产生近似全尺寸叶片鸟撞时的尾缘变形响应和分层损伤特征，以期为复合材料叶片的抗鸟撞设计提供元件级试验手段，并提高叶片原材料筛选及初始构型设计的效率。

1　平板级鸟撞试验方案设计

1.1　复合材料叶片鸟撞响应分析

为探究复合材料叶片在鸟撞时尾缘部位的响应特征，利用 LS-DYNA 有限元模拟软件建立了全尺寸复合材料风扇叶片模型，参考 CCAR-33-R2 标准对航空发动机风扇叶片抗鸟撞的要求，结合工程实践条件，选取叶片前缘 70% 叶高处遭遇 370 km/h 鸟撞的典型工况进行仿真计算[23−24]，如图 1 所示。叶片位移云图显示，当鸟弹以一定速度和偏心率撞击叶片后，叶片尾缘出现明显的面外位移，最大位移出现在靠近尾缘自由端面的位置。应力和应变云图表明，冲击发生后的 1.4 ms，叶片尾缘处出现应变峰值，约为 0.013 92。应变峰值区集中在叶片尾缘附近，最大应力也出现在叶片尾缘自由边处。

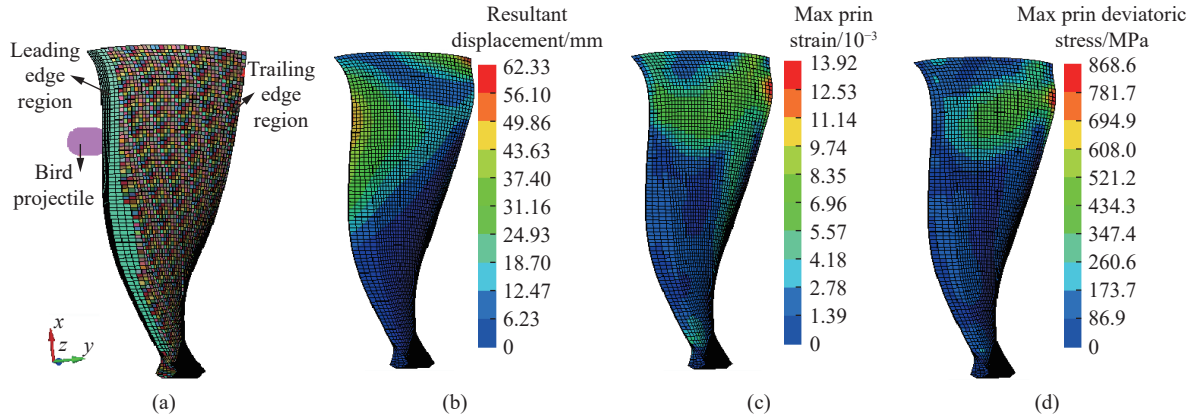


图 1　真实叶片鸟撞模型的仿真结果 (a)、位移分布 (b)、应变分布 (c) 和应力分布 (d)

Fig. 1　Simulation result (a), displacement distribution (b), strain distribution (c), and stress distribution (d) of actual blade bird strike model

1.2　平板级等效试验设计思路

全尺寸叶片的鸟撞试验难度大、成本高、周期长，且仿真验证难度大。为此，可通过平板级等效试验方法开展复合材料平板的鸟撞试验，模拟叶片鸟撞时尾缘区域的响应和分层损伤特征，从而为叶片初始设计阶段的材料优选和局部铺层结构优化提供参考。

叶片有限元模型根据真实叶片建立，厚度方向共 20 层，最外 2 层为机织层，内侧 18 层为单向层。铺层角度为离散角度，主方向为叶片展向（叶根指向叶尖），法向垂直于单元并指向外侧。叶片复合材料的本构模型采用*MAT_COMPOSITE_DAMAGE 关键字描述，材料线弹性部分为正交各向异性。为获取尾缘区域的位移、应力与应变响应特征，仿真中未启用脆性失效与单元侵蚀等失效选项。叶片前

缘包边采用各向同性线弹性本构(*MAT_ELASTIC(001))。鸟弹采用光滑粒子流体动力学(smoothed particle hydrodynamics, SPH)方法模拟[4, 25], 材料参数见附录 A。

根据叶片尾缘处的典型铺层和尺寸信息设计复合材料平板试验件, 通过鸟体撞击夹具模拟叶片鸟撞过程中前缘的切鸟以及鸟体碎块对叶片的持续冲击作用, 以此再现叶片尾缘区域在前缘冲击工况下的响应。同时, 通过设计夹持方案, 使得试件在鸟撞时可以产生与真实叶片相似的自由摆动[11]。利用数值仿真设计平板鸟撞试验的夹具和夹持方案, 通过对比鸟撞过程中平板与叶片尾缘区域的响应, 可优选出能够有效模拟叶片鸟撞时尾缘响应的夹持方案。

2　等效冲击试验夹具的设计方案及评估

为利用元件级平板试验件等效模拟全尺寸叶片鸟撞时尾缘的变形和分层损伤, 设计了 2 种不同夹持方式的夹具约束方案, 并采用数值仿真对其效果进行评估[17]。元件级平板的尺寸大小设置为 400 mm×300 mm。根据叶片的真实叶形特征及真实工程经验, 在标准的叶片前缘鸟撞下, 尾缘处的鸟撞通常为被切后鸟体的斜向撞击。利用数值仿真对鸟撞入射角(鸟弹速度方向与试件法线的夹角)进行分析, 确定 30°入射角时平板的响应更接近鸟撞时真实叶片尾缘区域的响应。因此, 2 种夹具试验设计工况均为切鸟冲击入射, 鸟弹入射角度为 30°[26]。

2.1　2 种夹具的建模及仿真模型建立

第 1 种约束方案采用 L 形双边夹持夹具结构, 分为底部夹持区和侧面夹持区, 分别对平板的侧边和底部进行夹持, 并在底部加装加强筋, 如图 2 所示。该方案在一定程度上允许试件尾缘尖端自由区域在冲击载荷下发生较大的局部变形。为保证试验的可重复性, 夹具与试件之间采用螺栓连接, 避免试验过程中夹持位置发生偏移, 并在夹具尾部设置限位块, 以增强试件的面内支撑约束。通过上述设计, 夹具能够模拟真实叶片尾缘的弹性响应, 减少因刚性固定而导致的局部应力集中。

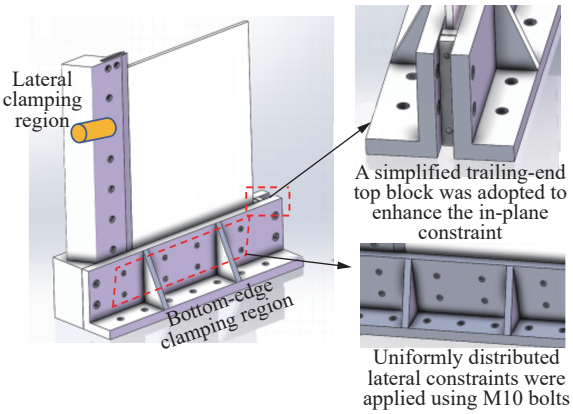
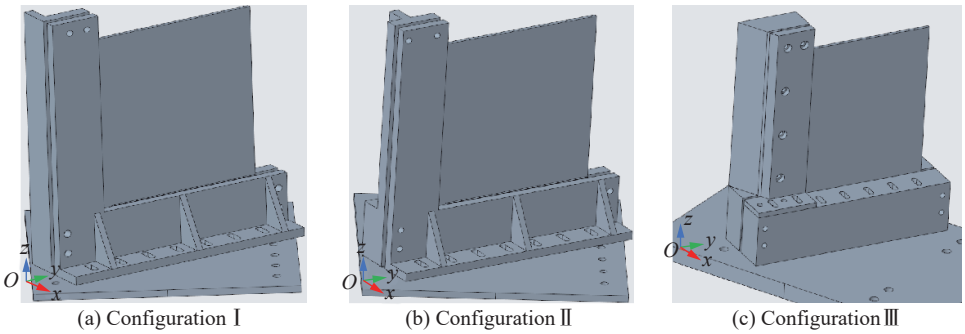


图 2　双边夹持夹具

Fig. 2　Double-sided clamping fixture

在第 1 种约束方案下, 设计了 3 种不同的刚度构型(图 3): 构型 Ⅰ 在 L 形夹具底边横梁两端布置纵向加劲肋, 提高试件底边夹持刚度; 构型 Ⅱ 在构型 Ⅰ 的基础上, 将侧边夹持区的劲肋移动到中部, 强化对试件侧边的约束; 构型 Ⅲ 额外增加了 L 形夹具底边与侧边的厚度, 以提高夹持刚度。



(a) Configuration Ⅰ　(b) Configuration Ⅱ　(c) Configuration Ⅲ

图 3　双边夹持夹具构型

Fig. 3　Configurations of the double-sided clamping fixture

第 2 种方案的夹具侧边采用刚性夹具夹持，底边完全释放约束，从而形成单侧刚性夹持，如图 4 所示。该方案允许试件自由变形的同时，提供刚性夹持的有力支撑，从而在夹具刚度与试件边界条件之间取得平衡。

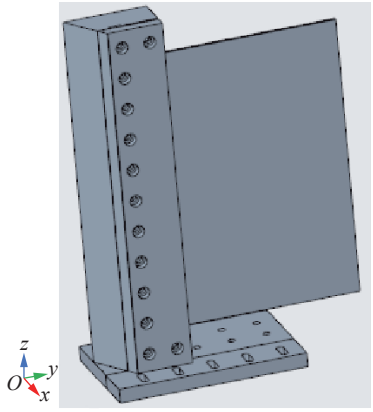


图 4　单边夹持刚性夹具鸟撞模型

Fig. 4　Bird-strike model with a single-sided rigid clamping fixture

2.2　2 种夹具方案的效果对比

根据设计的鸟撞试验建立仿真模型。其中，鸟弹采用 SPH 方法模拟，平板试验件则采用 LS-DYNA 的*MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE 材料模型，结合 Chang-Chang 和 Tsai-Wu 失效准则模拟渐进失效机制。采用*MAT_COHESIVE_MIXED_MODE 本构模型描述复合材料平板的分层损伤行为[27−28]，该模型结合了二次混合模式起裂准则和 Benzeggagh-Kenane 失效准则，可准确地捕捉材料的损伤特征并保证计算效率。模型中，夹具使用 45 钢，并对侧边夹具施加 2.5 kN 的预紧力，底边设置为自由边界，铺层结构与叶片保持一致（20 层），模型中各材料参数及界面性能均与试验试件一致，详见附录 A。

针对上述 2 种夹持方案，分别建立有限元模型开展数值仿真，以鸟撞速度为 200 m/s 的工况为例，对比各夹具在鸟撞过程中最大应力对应时刻的应力云图，如图 5 所示，其中：图例的应力上限为 45 钢的屈服强度。可见，构型 Ⅰ 与构型 Ⅱ 的局部应力均超过材料屈服强度，表明冲击过程中夹具可能发生局部塑性变形；构型 Ⅲ 及单边夹持夹具的最大应力均未超过屈服极限，其冲击过程中的刚度能够满足边界条件一致性要求，并有利于重复性试验。因此，双边夹持夹具的构型 Ⅲ 及单边夹持夹具方案均满足试验刚度要求。

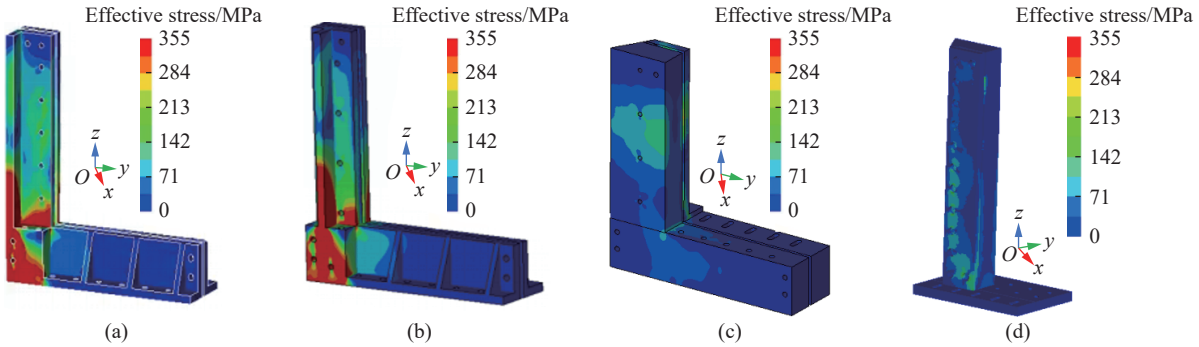
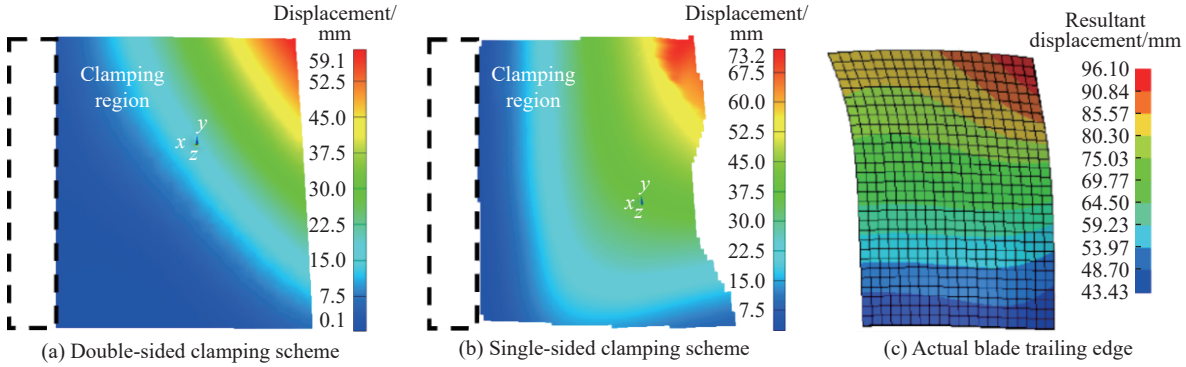


图 5　双边夹持夹具构型 Ⅰ (a)、Ⅱ (b)、Ⅲ (c) 及单边夹持夹具 (d) 的应力云图

Fig. 5　Stress contours of the double-sided clamping fixture configurations Ⅰ (a), Ⅱ (b), and Ⅲ (c), and the single-sided clamping fixture (d)

通过试验与仿真对比，以平板试件的位移响应分布及损伤分布作为评判标准，优选最佳的等效试验夹具方案。采用单边夹持和构型 Ⅲ 双边夹持 2 种夹具方案开展平板鸟撞试验。单边夹持夹具方案

的试验工况为：速度 195 m/s、冲击高度 76 mm、切鸟量 96%。双边夹持夹具方案的试验工况为：速度 196 m/s、冲击高度 110 mm、切鸟量 75%。采用数字图像相关（digital image correlation, DIC）技术测试了平板的位移响应[29]，如图 6 所示。2 种夹具方案下平板的冲击位移云图形态相似，且与真实叶片尾缘处的面外位移云图基本一致，表明 2 种方案均能较好地模拟鸟撞时叶片尾缘区域的位移响应特征。

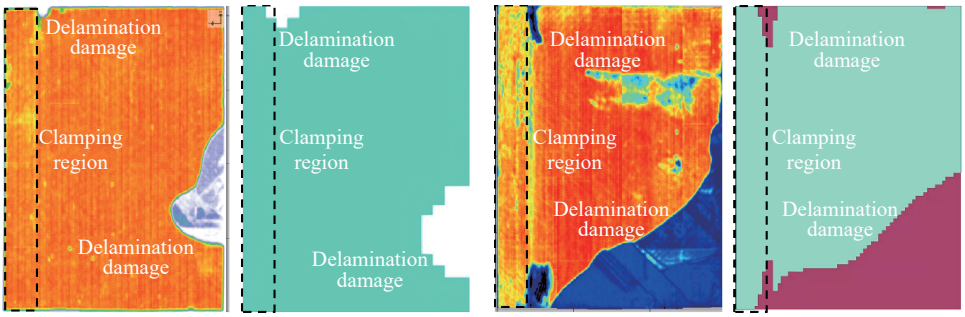


(a) Double-sided clamping scheme　(b) Single-sided clamping scheme　(c) Actual blade trailing edge

图 6　2 种方案的 DIC 计算结果与叶片尾缘处局部位移云图

Fig. 6　DIC results of the two test configurations and the local displacement contour at the blade trailing edge

图 7 展示了复合材料平板冲击试验后的 C 扫（C-scan）探伤结果以及对应工况下的仿真预测结果。可以看出，对于双边夹持夹具所夹持的平板，其层间脱黏导致的分层损伤主要出现在底部的夹持区域上方，且由于在底边提供了额外约束，显著抑制了平板在冲击载荷下的自由摆动与尾缘区域的弯曲变形，从而限制了层间分层的起裂与扩展。相较之下，单边夹持方案的底边约束被释放，试件在鸟撞过程中能够在自由端形成更显著的面外挠曲，更有利于分层起始于自由端并向内部扩展，其分层面积较大且集中在自由端的底边自由区域。真实叶片尾缘处的损伤通常并非由鸟体对尾缘的直接撞击引起，而更多地与前缘受撞后叶片整体的快速摆动或振动响应以及应力波传播导致的尾缘应变集中相关。因此，从冲击响应与损伤驱动机制角度来看，单边夹持方案更能逼近真实叶片鸟撞后的尾缘运动与分层演化特征。



(a) Double-sided clamping configuration　(b) Single-sided clamping configuration

图 7　采用 2 种方案时试验及仿真分层损伤云图

Fig. 7　Test and numerical damage contours for the two configurations

图 8 展示了鸟撞速度为 180 m/s 的单边夹持方案下，平板试件分层损伤的演化过程。由于试件自由边可发生自由摆动，分层损伤首先在自由边底部萌生，随后持续向试件内部扩展并最终形成稳定的分层损伤区。单边夹持方案成功实现了利用平板级鸟撞试验模拟叶片尾缘分层损伤的目标，因此，最终选定单边夹持夹具方案作为元件级等效试验的夹持方案。



(a) 0 ms　(b) 0.3 ms　(c) 0.5 ms　(d) Finally

图 8　单边夹持方案的分层损伤发展过程

Fig. 8　Evolution of delamination damage in the single-sided clamping configuration

3　冲击试验方法的建立

为检验单边夹持夹具在鸟撞工况下的实际响应是否符合预期，基于该夹具设计并开展了一系列平板级切鸟冲击试验，如图 9 所示。试验流程主要涵盖 3 个核心环节：弹体制备、数据采集与参数控制。

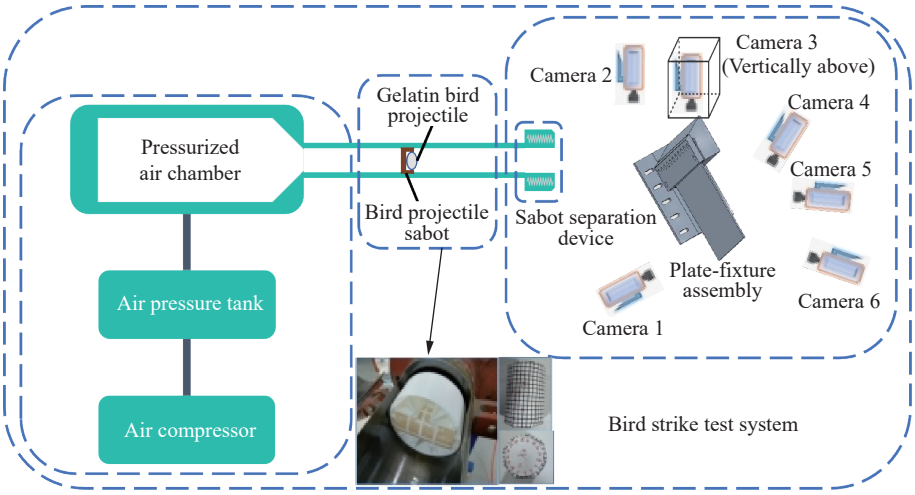


图 9　复合材料典型件鸟撞冲击测试系统

Fig. 9　Bird strike impact test system for a representative composite component

3.1　冲击试验方法

为确保试验结果的可靠性与可重复性，根据民用航空标准[24]、EASA《CS-E 800 Bird Strike and Ingestion》[30]及工程经验得出鸟体质量、密度、制作材料等相关参数[31]。采用明胶弹代替真实鸟体，并且在加工过程中控制弹体密度为 950 kg/m^3、直径为 70 mm、长度为 110 mm、质量为 403 g。鸟弹在成型后进行脱模及预处理，随后将其放置在 4 ℃ 的环境中保存。

试验前，在试件夹具周围的 6 个视角布置高速相机，记录鸟弹冲击的全过程，包括弹体飞行姿态、与夹具碰撞切鸟的位置、平板试验件的冲击变形等。各相机拍摄视角如图 10 所示：试验件正面布置相机 1，记录鸟弹入射姿态及冲击后的正面响应；侧面布置相机 2，记录鸟弹出炮后的飞行轨迹并计算飞行速度；冲击区域正上方布置俯拍相机 3，记录鸟弹入射姿态并计算切鸟量；后方布置相机 4 和相机 5，用来进行三维 DIC 测试，获得试验件的变形响应；侧后方布置相机 6，记录鸟弹撞击高度。试验过程中，高速相机在气炮开炮瞬间通过触发器触发，并连续记录鸟弹发射后 3 s 内的完整图像数据，以保证数据采集的可靠性。该数据可用于后续回溯鸟弹的撞击姿态，并对鸟弹撞击后试件的响应过程进行分析。

正式试验前需要通过多次预试验对空气炮进行校准，使鸟弹速度、入射角（鸟弹速度方向与试件法线的夹角）和撞击位置达到预设值，并对各台高速相机的拍摄角度和效果进行优化调整。

为完善数据采集系统，将 DIC 与高速摄影技术相结合，并确保同步进行采集。试验前，将后方 2 台高速相机（相机 4、5）组成双目阵列；在试件表面喷涂随机且对比度高的散斑（粒径 0.2～0.5 mm），作为 DIC 的跟踪标记[32]。试验过程中，双目阵列与高速成像系统以相同帧率同时开始采集，记录弹体与夹具/试件的接触以及试件响应过程[33]。通过上述优化，提升了数据采集的可靠性，为后续的仿真模型验证提供了坚实的数据基础。

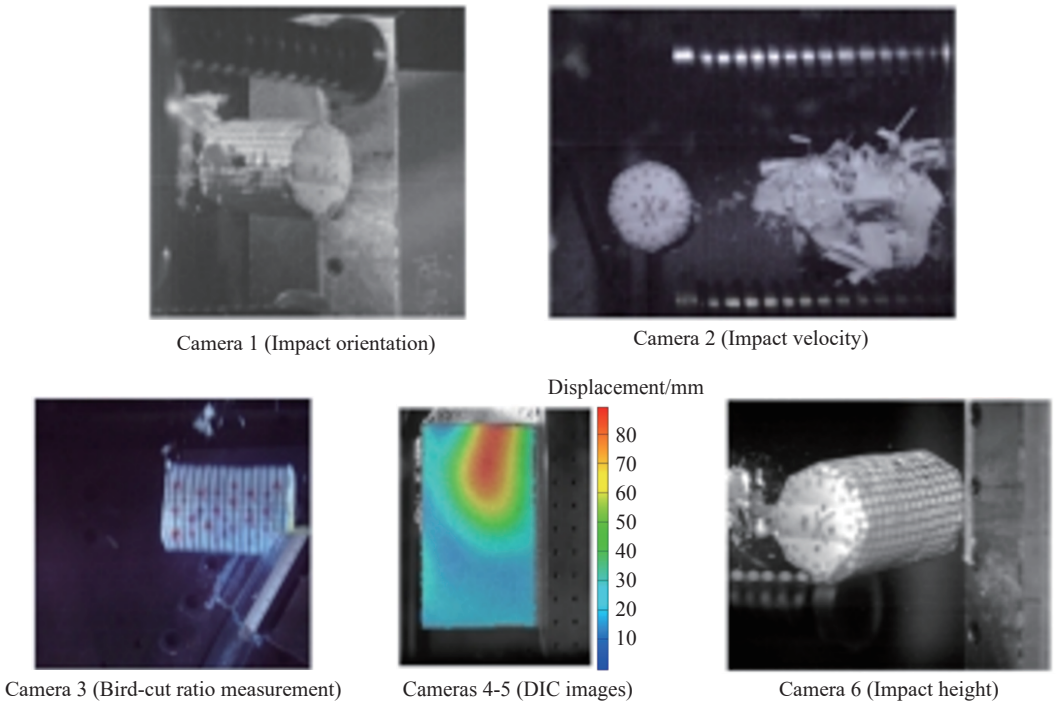


图 10　数据采集系统中各相机的功能

Fig. 10　Roles of individual cameras in the data acquisition system

切鸟量是指鸟弹撞击试件时有效撞击体积占鸟弹总体积的百分比，是评价撞击覆盖程度的重要参数。计算切鸟量的具体步骤如下：首先，根据高速相机 6 拍摄到的图像确定鸟弹首次接触夹具的撞击点位置，如图 11(b) 所示。图 11 中标尺的零刻度线与平板试验件的上边缘平齐，可通过拍摄图像确定撞击点距平板上边缘的距离 H（冲击高度）。h 为平板上边缘到夹具上边缘的距离，H 与 h 的和即鸟弹撞击点到夹具上边缘的距离。然后，将相机 3 拍摄的鸟弹撞击夹具前的 2 帧图片重合（图 11(c)），找到鸟弹上同一标记点在 2 帧图像中的位置，连线两点并延长线条确定鸟弹的速度方向。根据撞击点到夹具上边缘的距离与夹具总高度 H_{T} 之比，乘以夹具侧边轮廓线长度 L_{R}，得到切鸟点在夹具侧边轮廓线上距离夹具顶端的距离 H'，并在夹具侧边轮廓线标记出切鸟点。最后，通过鸟弹外侧标记纸上的网格线，描绘鸟体轮廓线 t1。将 t1 沿速度线方向平移至与切鸟点相交，得到新的轮廓线 t2。此时，t2 被切鸟点分割为两部分，将鸟体全长 L 减去鸟体被切长度 L_{C} 即有效鸟体撞击长度 L_{eff}，将 L_{eff} 除以 L，可得到精确的切鸟量 c。相关参数的计算公式如下

$$H' = \frac{H+h}{H_{\mathrm{T}}} L_{\mathrm{R}} \tag{1}$$

$$L_{\mathrm{eff}} = L - L_{\mathrm{C}} \tag{2}$$

$$c = \frac{L_{\mathrm{eff}}}{L} \tag{3}$$

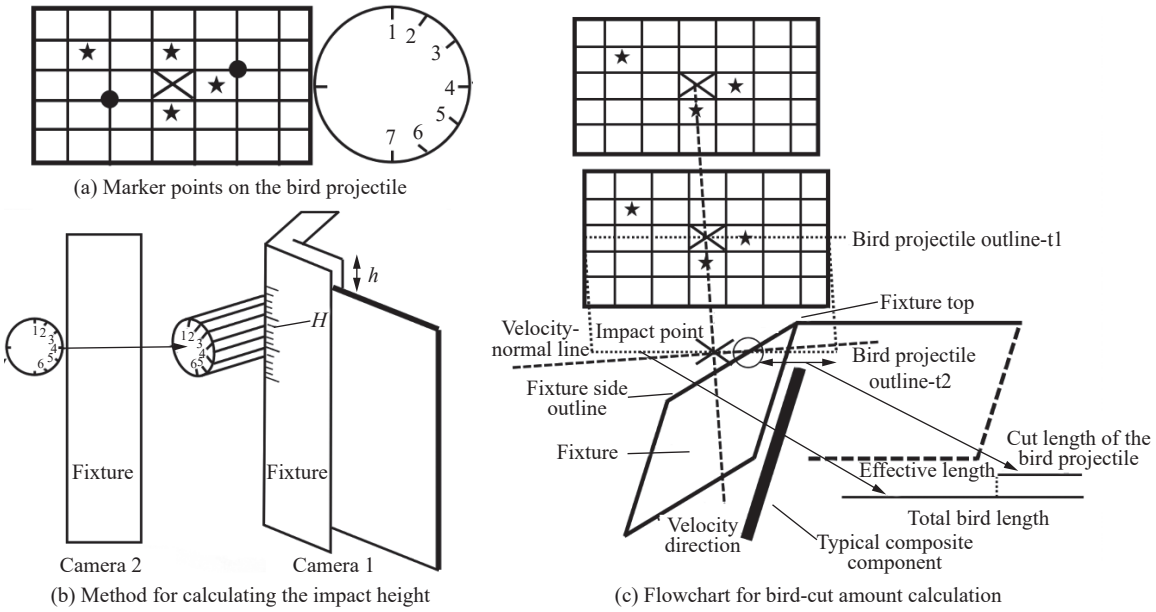


图 11　切鸟量计算相关量及示意图[34]

Fig. 11　Quantities and schematic diagram related to bird-cut ratio calculation[34]

3.2　试验结果及仿真模型验证

针对 4 mm 厚复合材料元件级平板开展鸟撞试验并进行仿真复现及验证。根据民用航空标准[24]及 EASA《CS-E 800 Bird Strike and Ingestion》等相关国际规范[30]中的速度等级划分与试验目标，设计 2 组典型冲击速度工况，分别为工况Ⅰ（约 175 m/s）和工况Ⅱ（约 195 m/s）进行测试，鸟弹的入射角均为 30°，切鸟量控制在 90%～95%，具体工况如表 1 所示。试验过程中，详细记录试件的变形和损伤情况，并通过超声 C 扫描检测试件内部的损伤状态，利用试验结果对仿真模型进行修正与验证。

表 1　试验工况参数

Table 1　Parameters of test conditions

Case	Impact velocity/(m·s^{-1})	Impact height/mm	Bird-cut ratio/%
Ⅰ	173.5	88	93.0
Ⅱ	195.4	88	94.1

工况Ⅰ：4 mm 厚平板、速度 173.5 m/s、切鸟量 93.0%、冲击高度 88 mm，仿真参数与试验保持一致。超声 C 扫描结果显示，试件尾缘自由端下方出现明显的单侧分层损伤，在冲击时间为 2 ms 左右时，DIC 计算得到试件最大面外位移约为 23.3 mm。图 12(a) 给出了相同时刻的仿真结果：面外位移云图中试件的最大面外位移为 24.08 mm，对应的位移分布及幅值都与试验中测得的数据接近，最大面外位移的相对误差仅为 3.24%；损伤云图显示，仿真模型预测的分层损伤出现在试件靠近受撞面的前几层之间的界面上，位置与试验结果一致。

工况Ⅱ：4 mm 厚平板、速度 195.4 m/s、切鸟量 94.1%、冲击高度 88 mm，仿真参数与试验保持一致。试件表面出现损伤，尾缘自由端受撞面的前几层出现明显的分层损伤，且在冲击时间为 2 ms 左右时，最大面外位移达到 30.3 mm。相同时刻的仿真结果显示（图 12(b)）：面外位移云图中试件的最大面外位移为 30.66 mm，与试验数据的相对误差仅为 1.20%；分层损伤分布表明，仿真结果中分层的起始位置、扩展方向和范围均与试验结果一致。

综上，该仿真方法下，4 mm 厚平板、速度为 173.5 m/s、切鸟量为 93.0%、冲击高度为 88 mm 工况的平板可以在预期位置产生分层损伤。各工况下仿真计算结果的位移、位移分布和损伤模式均与试验数据吻合良好，验证了所建立的鸟撞仿真模型可准确预测复合材料平板的鸟撞响应。

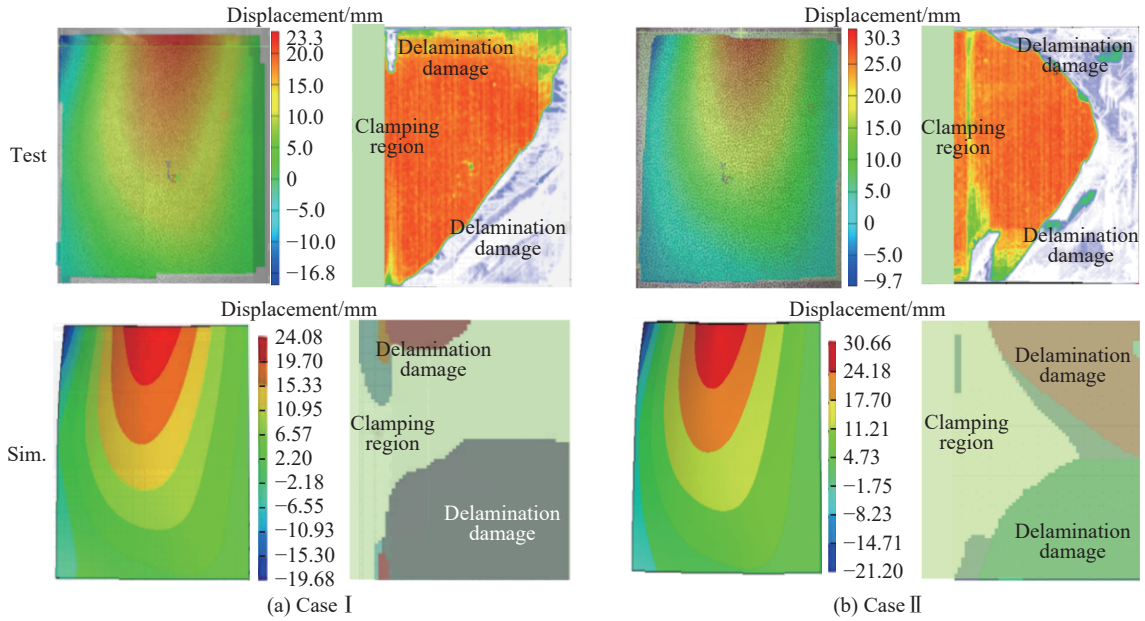


图 12　试验及仿真的面外位移云图(左)及分层损伤分布(右)

Fig. 12　Out-of-plane displacement contours (left) and delamination damage distributions (right) from tests and simulations

4　冲击参数敏感性分析

试验过程中可变参数的控制是决定试验成败的关键因素之一。通过对试验可变参数如冲击高度 Δh、切鸟量 c 及冲击速度 v 的敏感性分析，可以更清晰地评估参数对试验结果的影响，从而评判出试验方案的鲁棒性。基于第 3 节验证后的有限元仿真模型，分析了冲击高度 Δh、切鸟量 c 及冲击速度 v 的变化对试件响应中上侧尾缘峰值位移 ΔX_{u}、下侧尾缘峰值位移 ΔX_{d} 及上沿位移差 Δ_{u} 的影响。其中，选取的基准工况为已确定的、可使平板件产生损伤的参数，即冲击速度为 173.5 m/s、切鸟量为 93.0%、冲击高度为 88 mm。通过归一化斜率和相对基准值的百分比衡量敏感性大小，设冲击参数为 $p(\Delta h、c、v)$，响应指标为 $R(\Delta X_{\mathrm{u}}、\Delta X_{\mathrm{d}}、\Delta_{\mathrm{u}})$。在基准工况附近的归一化斜率敏感度 S_p 的计算公式为

$$S_p \approx \frac{(R_+ - R_-)/2R_0}{(p_+ - p_-)/2p_0} = \frac{R_+ - R_-}{R_0}\frac{p_0}{p_+ - p_-}$$

式中：R_+ 为扰动后响应值的上限，R_- 为扰动后响应值的下限，p_+ 为扰动后冲击参数的上限，p_- 为扰动后冲击参数的下限，R_0 为响应指标的基准值，p_0 为冲击参数的基准值。计算出 3 个冲击参数对响应指标的归一化斜率敏感度后，可衡量冲击参数对响应指标的敏感性强弱(见表 2)，$|S_p|$ 越大，则敏感性越强。

表 2　各冲击参数的归一化斜率

Table 2　Normalized slopes of various impact parameters

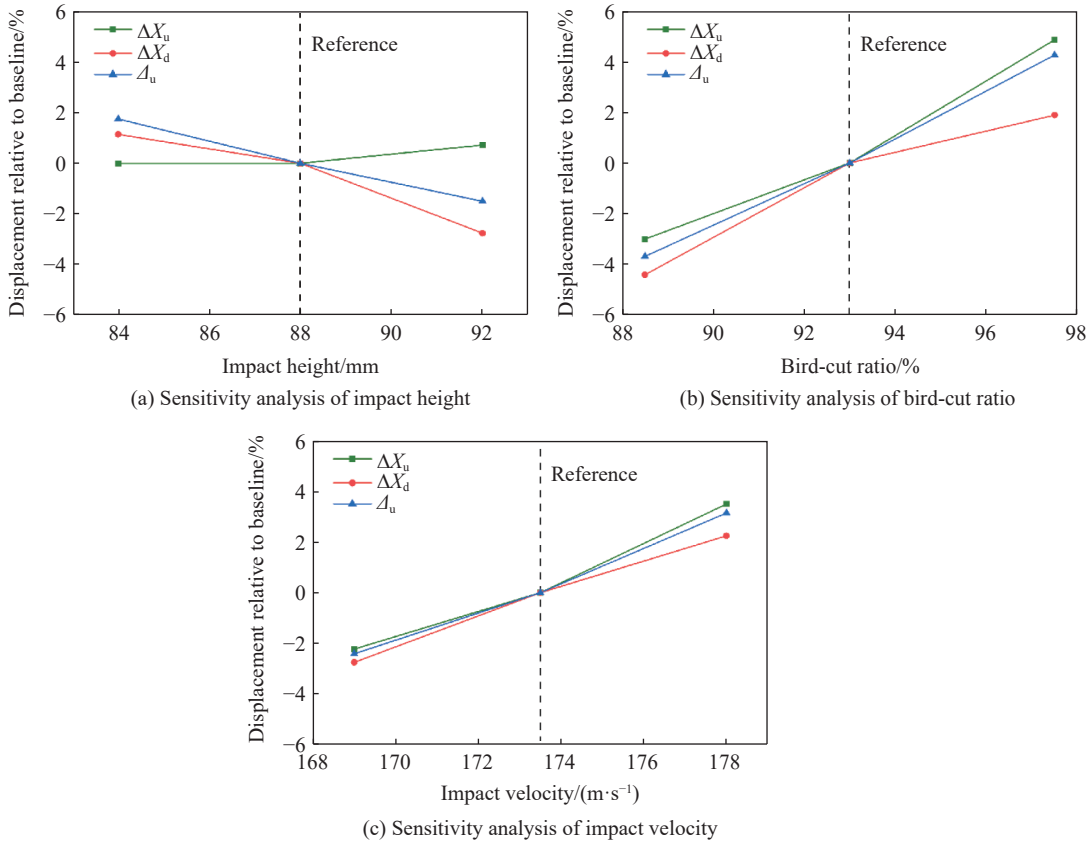
Impact parameter	S_p		
	ΔX_{u}	ΔX_{d}	Δ_{u}
Impact height	0.08	−0.42	−0.36
Bird-cut ratio	0.83	0.64	0.83
Impact velocity	1.13	0.96	1.09

考虑气炮发射装置对冲击高度控制的精度(±4 mm)，在敏感性分析时，Δh 分别取 84、92 mm 和基准工况 88 mm，对比 3 种高度下平板尾缘处的峰值位移，如图 13(a) 所示。敏感性分析结果表明，当冲击高度在±4 mm 内变化时，3 项监测指标仅呈轻微波动。当 Δh 为 92 mm 时，ΔX_{d} 的降幅最大，相对基准值减小了 2.77%；当 Δh 为 84 mm 时，ΔX_{u} 的增幅最大，相对基准值增大了 1.75%。总体而言，在冲击高

度±4 mm 的扰动下，平板尾缘的峰值变形与上沿位移差相较于基准工况的变化幅度较小，均低于 3%，表明冲击高度在试验控制范围内变化时，对试件的鸟撞响应无显著影响。

考虑到试验中切鸟量 c 的控制范围，其可控偏差为±3%。为评估其影响，选取 88.5% 与 97.5%（偏离基准工况±4.5%）2 种工况进行敏感性分析，不同切鸟量下的尾缘位移结果如图 13(b) 所示。结果表明：当 c 为 88.5% 时，ΔX_u 较基准减小了 3.01%，ΔX_d 减小了 4.42%，Δ_u 减小了 3.69%；c 升至 97.5% 时，ΔX_u 较基准增加了 4.86%，ΔX_d 增加了 1.89%，Δ_u 增加了 4.26%。总体而言，在试验可控的切鸟量范围内，平板尾缘位移响应的变化幅度较小，最大位移偏差小于 5%，对尾缘冲击响应无显著影响。

基准工况的冲击速度为 173.5 m/s。由于空气炮发射速度的控制精度为±2%，保守选取较基准速度±4.5 m/s 的 2 种工况（169、178 m/s），计算速度波动的影响。图 13(c) 显示了不同冲击速度下尾缘位移的对比结果。当速度为 169 m/s 时，ΔX_u 较基准减小了 2.40%，ΔX_d 下降了 2.77%，Δ_u 下降了 2.43%；当速度升至 178 m/s 时，ΔX_u 较基准增加了 3.52%，ΔX_d 增加了 2.26%，Δ_u 增加了 3.16%。总体来看，在 (173.5±4.5) m/s 的范围内，尾缘的峰值位移变化不超过 4%，冲击速度对试件在鸟撞冲击下的响应的影响较小。



(a) Sensitivity analysis of impact height

(b) Sensitivity analysis of bird-cut ratio

(c) Sensitivity analysis of impact velocity

图 13　敏感性分析

Fig. 13　Sensitivity analysis

综合敏感性分析结果可知，在工况可控范围内，各冲击试验可变参数的小幅波动对试验响应的影响均较小。其中，由归一化斜率敏感度可知，冲击速度对响应指标的敏感性最强，其对上侧尾缘峰值位移的归一化斜率最大，为 1.13。但是，在试验参数的可控精度范围内，切鸟量对尾缘位移响应的影响相对最大，其引起的位移偏差最大约为 4.86%，小于 5%。结果表明，所确定的平板尾缘分层损伤试验工况具有良好的稳定性与可重复性。

5 结　论

针对航空发动机复合材料叶片鸟撞工况，开展了全尺寸复合材料叶片的仿真分析，获得了真实叶片的鸟撞响应特性。基于此，提出了采用元件级平板替代全尺寸叶片进行鸟撞等效试验的设计思路。设计了 2 种等效试验夹具，并通过仿真与试验对比，优选了最佳夹具方案。通过对所选夹具的一系列试验与仿真验证，进一步确认了仿真模型的准确性。最后，基于验证后的仿真模型，进行了试验参数的敏感性分析。主要结论如下。

(1) 通过全尺寸叶片鸟撞仿真分析，确定了鸟撞后约 1.4 ms 时叶片尾缘区域出现最大应变峰值（约为 0.013 92），表明该区域为鸟撞工况下的易损部位。

(2) 提出了等效试验设计思路：基于叶片基本信息设计复合材料平板试件，并通过合理的夹具方案模拟叶片鸟撞过程中前缘切鸟及鸟体碎块对叶片的持续冲击，使试件在冲击过程中能够产生与真实叶片相近的自由摆动；在此基础上，设计并对比双边约束与单边约束 2 种夹具方案，结果表明，单边约束在满足夹具刚度要求的同时允许试件更充分地自由变形，使试件呈现出更接近真实叶片尾缘区域的分层损伤模式。

(3) 试验与仿真结果对比表明，仿真模型预测的平板结构鸟撞响应与试验结果吻合较好，模型预测的分层损伤位置和范围与试验超声 C 扫描结果基本一致。

(4) 敏感性分析结果显示，试验可变参数在可控范围内波动时，冲击高度、切鸟量与冲击速度的改变导致的试件响应变化均小于 5%，证明试验方案具有良好的稳定性与可重复性。

参考文献：

[1] BANHART D, MONIR S, DURIEUX O, et al. A review of experimental and numerical methodologies for impact testing of composite materials [J]. Sensing Technology, 2024, 2(1): 2304886.

[2] 张超, 曹勇, 赵振强, 等. 树脂基复合材料在民用航空发动机中的应用与关键技术研究进展 [J]. 航空学报, 2024, 45(2): 28556.
ZHANG C, CAO Y, ZHAO Z Q, et al. Applications and key challenges of polymer composites in civil aero-engines: state-of-art review [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(2): 28556.

[3] 刘鹏, 蔡应龙, 顾佳辉, 等. 基于红外热成像的编织复合材料低速冲击和冲击后压缩试验研究 [J]. 爆炸与冲击, 2022, 42(6): 063101.
LIU P, CAI Y L, GU J H, et al. Experimental research on low-velocity impact and compression after impact of braided composites based on infrared thermal imaging [J]. Explosion and Shock Waves, 2022, 42(6): 063101.

[4] HEIMBS S. Computational methods for bird strike simulations: a review [J]. Computers & Structures, 2011, 89(23/24): 2093–2112.

[5] LIU L L, SHAO H Y, ZHU X Y, et al. Bird impact response and damage mechanism of 3D orthogonal woven composite aeroengine blades [J]. Composite Structures, 2023, 304: 116311.

[6] 曹勇, 张超. 薄层复合材料冲击损伤行为研究进展 [J]. 航空学报, 2022, 43(6): 525323.
CAO Y, ZHANG C. Impact damage behavior of thin-ply composites: a review [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 525323.

[7] 曹俊超, 孙建波, 曹勇, 等. 混杂纤维增强环氧树脂复合材料高速冲击损伤行为 [J]. 复合材料学报, 2022, 39(10): 4935–4948.
CAO J C, SUN J B, CAO Y, et al. High-velocity impact damage behavior of hybrid fiber reinforced epoxy composites [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(10): 4935–4948.

[8] WU B, HEDAYATI R, LI Z H, et al. Effect of impact and bearing parameters on bird strike with aero-engine fan blades [J]. Applied Sciences, 2021, 12(1): 7.

[9] MILLER S G, ROBERTS G D, KOHLMAN L W, et al. Impact behavior of composite fan blade leading edge subcomponent

with thermoplastic polyurethane interleave [C]//Proceedings of International Conference on Composite Materials. Copenhagen: Aalborg University, Technical University of Denmark, 2015: GRC-E-DAA-TN22397.

[10] WU B, LIN J W, XIE A S, et al. Flocking bird strikes on engine fan blades and their effect on rotor system: a numerical simulation [J]. Aerospace, 2022, 9(2): 90.

[11] KAJIHARA S, HIGUCHI R, AOKI T, et al. Whipping motion of airplane composite fan blades due to bird strike [J]. Advanced Composite Materials, 2024, 33(4): 581–602.

[12] OKUMURA H, MIYACHI T, FUKUDA M, et al. Finite elements analysis of flexural edge wave for composite fan blades: SAE Technical Paper 912048 [R]. Warrendale, PA: SAE International, 1991.

[13] YELLA G, JADHAV P, LANDE C. Bird-strike analysis on hybrid composite fan blade: blade-level validation [J]. Aerospace, 2023, 10(5): 435.

[14] JADHAV P. Damage due to stress wave propagation in composite fan blades of aircraft engine subjected to bird strike loading [M]//TIWARI R, RAM MOHAN Y S, DARPE A K, et al. Vibration Engineering and Technology of Machinery, Volume Ⅱ. Singapore: Springer, 2021: 541−553.

[15] HU D Y, SONG B, WANG D F, 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.

[16] ZHOU Y D, SUN Y C, HUANG T L. Impact responses of slender composite plates for bird-strike testing of fan blades [J]. Latin American Journal of Solids and Structures, 2019, 16(9): e232.

[17] SUN Y C, ZHANG Y M, ZHOU Y D, et al. Evaluating impact damage of flat composite plate for surrogate bird-strike testing of aeroengine fan blade [J]. Journal of Composites Science, 2021, 5(7): 171.

[18] ZHOU Y D, SUN Y C, HUANG T L. Bird-strike resistance of composite laminates with different materials [J]. Materials, 2019, 13(1): 129.

[19] LIU L L, LUO G, CHEN W, et al. Dynamic behavior and damage mechanism of 3D braided composite fan blade under bird impact [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2018(1): 5906078.

[20] GARG A, SHUKLA N K, BELARBI M O, et al. Bird strike-induced damage studies on bio-inspired laminated plates with holes [J]. Aerospace Science and Technology, 2025, 162: 110200.

[21] WANG S Q, JIANG C Y, WANG C F, et al. Bird strike resistance analysis for engine fan blade filled with triply periodic minimal surface [J]. Aerospace Science and Technology, 2025, 161: 110109.

[22] REZAEI M, AREZOO B, ZIAEI-RAD S. New design of materials, order and thicknesses of an aircraft windshield behaviour layers to increase its resistance against repeated bird impacts [J]. The Aeronautical Journal, 2024, 128(1328): 2235–2260.

[23] 罗刚, 陈伟, 赵振华, 等. 航空发动机吸鸟适航验证关键参数分析方法 [J]. 机械科学与技术, 2016, 35(11): 1774–1779.
LUO G, CHEN W, ZHAO Z H, et al. Analysis method of critical parameters on aircraft engines bird ingestion airworthiness certification [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(11): 1774–1779.

[24] 中国民用航空局. 航空发动机适航规定 [S/OL]. 北京: 中国民用航空局, (2016-03-17)[2025-11-24]. https://xxgk.mot.gov.cn/2020/gz/202112/t20211227_3633414.html.
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness requirements for aero-engines [S/OL]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, (2016-03-17)[2025-11-24]. https://xxgk.mot.gov.cn/2020/gz/202112/t20211227_3633414.html.

[25] WILBECK J S. Impact behavior of low strength projectiles [D]. College Station: Texas A&M University, 1977.

[26] MILLER S G, HANDSCHUH K, SINNOTT M J, et al. Materials, manufacturing, and test development of a composite fan blade leading edge subcomponent for improved impact resistance: NASA/TM—2015-218340 [R]. Cleveland, OH: National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center, 2015.

[27] CAMANHO P P, DÁVILA C G. Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials: NASA/TM—2002-211737 [R]. Hampton, VA, 2002.

[28] BENZEGGAGH M L, KENANE M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus [J]. Composites Science and Technology, 1996, 56(4): 439–449.

[29] SCHREIER H, ORTEU J J, SUTTON M A. Image correlation for shape, motion and deformation measurements: basic concepts, theory and applications [M]. New York: Springer, 2009.

［30］EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY. Certification specifications for engines: CS-E amendment 4, CS-E 800 bird strike and ingestion [S/OL]. Cologne: European Aviation Safety Agency, (2016-03-17)[2025-11-24]. https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-E%20Amendment%204.pdf.

［31］ASTM International. Standard practice for ultrasonic testing of flat panel composites and sandwich core materials used in aerospace applications: ASTM E2580-12 [S]. West Conshohocken: ASTM International, 2012.

［32］CHU T C, RANSON W F, SUTTON M A. Applications of digital-image-correlation techniques to experimental mechanics [J]. Experimental Mechanics, 1985, 25(3): 232–244.

［33］FLORES M, MOLLENHAUER D, RUNATUNGA V, et al. High-speed 3D digital image correlation of low-velocity impacts on composite plates [J]. Composites Part B: Engineering, 2017, 131: 153–164.

［34］赵振强, 张超, 白杨, 等. 基于光学图像分析的鸟体高速冲击切鸟量计算方法及系统: CN119579654A [P]. 2025-03-07.
ZHAO Z Q, ZHANG C, BAI Y, et al. Bird body high-speed impact bird cutting amount calculation method and system based on optical image analysis: CN119579654A [P]. 2025-03-07.

附录 A

本研究所用的模型材料参数列于表 A1～表 A6。复合材料叶片的模型参数见表 A1、表 A2, 夹具与鸟弹材料见表 A3、表 A4, 平板及层间界面参数见表 A5、表 A6, 材料参数均为自行测试结果。

表 A1　复合材料叶片材料参数

Table A1　Material properties of the composite fan blade

Parameter	ρ/(g·cm^{-3})	E_1/GPa	E_2/GPa	E_3/GPa	ν_{12}
Woven ply	1.56	75.0	75.00	4.00	0.08
Unidirectional ply	1.60	146.0	8.01	8.01	0.32
Parameter	ν_{23}	ν_{13}	G_{12}/GPa	G_{31}/GPa	G_{23}/GPa
Woven ply	0.20	0.20	6.00	6.00	6.00
Unidirectional ply	0.30	0.30	5.06	5.06	3.86

其中：ρ 为密度，E_1 为纵向杨氏模量，E_2 为横向杨氏模量，E_3 为横截面杨氏模量，ν_{12}、ν_{23}、ν_{13} 为泊松比，G_{12}、G_{31}、G_{23} 为剪切模量。

表 A2　叶片前缘包边材料参数

Table A2　Material properties of the blade leading-edge strip

ρ/(g·cm^{-3})	E/GPa	ν
4.44	109	0.3

其中：E 为杨氏模量，ν 为泊松比。

表 A3　鸟弹材料参数

Table A3　Material parameters of the gelatin bird projectile

ρ/(g·cm^{-3})	B/GPa	γ
0.95	134	5.35

其中：B 为体积模量，γ 为参数。

表 A4　夹具用 45 钢材料参数

Table A4　Material properties of 45 steel used for the clamping fixture

ρ/(g·cm^{-3})	E/GPa	ν
7.85	210	0.3

表 A5　平板层间界面材料参数

Table A5　Interlaminar interface material parameters of the plate

ρ/(g·cm^{-3})	K_{I}/GPa	K_{II}/GPa	K_{III}/GPa	$\tau_{\mathrm{I}}^{\mathrm{c}}$/MPa	$\tau_{\mathrm{II}}^{\mathrm{c}}$/MPa	$\tau_{\mathrm{III}}^{\mathrm{c}}$/MPa	G_{Ic}/(N·mm^{-1})	G_{IIc}/(N·mm^{-1})	η
1.58	1 000	1 000	1 000	30	70	70	0.6	2.1	2.8

其中：K_{I}、K_{II}、K_{III}分别为界面法向及两个切向方向的惩罚刚度，$\tau_{\mathrm{I}}^{\mathrm{c}}$、$\tau_{\mathrm{II}}^{\mathrm{c}}$、$\tau_{\mathrm{III}}^{\mathrm{c}}$分别为对应方向的界面强度，$G_{\mathrm{Ic}}$、$G_{\mathrm{IIc}}$分别为构型Ⅰ和构型Ⅱ的临界能量释放率，$\eta$为 B-K 混合模式失效准则参数。

表 A6　复合材料平板试件的材料参数

Table A6　Material properties of the composite laminate plate specimen

Material	ρ/(g·cm^{-3})	E_1/GPa	E_2/GPa	E_3/GPa	ν_{12}	ν_{23}	ν_{13}	G_{12}/GPa
Woven ply	1.56	75.0	75.00	4.00	0.08	0.20	0.20	6.00
Unidirectional ply	1.60	146.0	8.01	8.01	0.32	0.30	0.30	5.06
Material	G_{31}/GPa	G_{23}/GPa	X_{t}/MPa	X_{c}/MPa	Y_{t}/MPa	Y_{c}/MPa	S_{c}/MPa	
Woven ply	6.00	6.00	1 370	564	1 370.0	564	120.0	
Unidirectional ply	5.06	3.86	2 160	1 290	45.9	226	99.3	

其中：X_{t}为纵向抗拉强度，X_{c}为纵向抗压强度，Y_{t}为横向抗拉强度，Y_{c}为横向抗压强度，S_{c}为面内抗剪强度。

Equivalent Bird-Strike Test Method and Fixture Design for the Trailing Edge of Aero-Engine Composite Fan Blades

SI Wulin[1], LI Wenhao[2,3,4], JIANG Xiaowei[1], LI You[1], ZHAO Zhenqiang[3,4], ZHANG Chao[2,3,4]

(1. *AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd.*, *Shanghai* 201199, *China*;
2. *School of Civil Aviation*, *Northwestern Polytechnical University*, *Xi'an* 710072, *Shaanxi*, *China*;
3. *Shaanxi Key Laboratory of Impact Dynamics and Engineering Applications*, *Xi'an* 710072, *Shaanxi*, *China*;
4. *School of Aeronautics*, *Northwestern Polytechnical University*, *Xi'an* 710072, *Shaanxi*, *China*)

Abstract: To investigate the response and damage behavior of composite aero-engine blades under bird-strike events, an equivalent bird-strike testing method was proposed in which a component-level flat plate specimen was used to replace a full-scale fan blade. The method aims to reproduce the trailing-edge delamination damage observed in full-scale blades during bird strike. Bird-strike tests and corresponding numerical simulations on the plate specimens under different clamping configurations were conducted, and the impact response characteristics as well as the initiation and propagation processes of delamination were systematically analyzed for each configuration. Based on these results, a component-level equivalent test methodology capable of effectively simulating trailing-edge delamination in blade bird-strike scenarios is

proposed. A baseline impact condition that induces single-side trailing-edge delamination in a representative composite laminate is identified, including impact height, impact velocity, and the bird-cut ratio (defined as the percentage of the effective impacting volume of the bird projectile relative to its total volume at the instant of impact). In addition, by comparing test and numerical results under various impact conditions, the accuracy of the numerical model is validated. Using the experimentally validated model, sensitivity analyses were performed with respect to the test parameters (impact height, impact velocity, and bird-cut ratio). The results show that, within the controllable ranges of parameter variation in the tests, the changes in key impact response metrics of the composite plate—namely the peak displacement at the upper trailing edge, the peak displacement at the lower trailing edge, and the displacement difference along the upper edge—are all less than 5% relative to the baseline condition. This study demonstrates that the proposed equivalent testing method enables a composite plate test to replicate the local displacement response and delamination pattern of a full-scale blade under bird strike, and the test outcomes exhibit good robustness.

Keywords: composite fan blade; bird strike; equivalent test; fixture design; interlaminar delamination