

10.16356/j.1005-2615.2023.05.010

## 基于内聚力模型的飞机风挡与无人机碰撞仿真及试验验证

苏艳<sup>1</sup>, 缪奎宗<sup>1</sup>, 张柱国<sup>2,3</sup>, 陆晓华<sup>1</sup>, 左洪福<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学民航学院, 南京 211106; 2. 西北工业大学航空学院, 西安 710072; 3. 中国民航上海航空器适航审定中心, 上海 200232)

**摘要:** 为有效支持无人机撞击飞机仿真分析, 降低试验研究成本, 开展无人机与某型运输类飞机风挡碰撞试验及有限元仿真方法研究。研究建立符合实际尺寸和曲面构型的风挡和无人机的建模方法; 考虑到碰撞后风挡玻璃的裂纹萌生和扩展的不可预测性和复杂性, 通过 Python 二次开发在风挡模型中玻璃单元间及玻璃层与胶层间嵌入零厚度内聚力单元, 研究给出基于固有内聚力的风挡玻璃有限元模型。研究发现, 对应工况的仿真结果与试验结果基本一致, 证明内聚力模型应用在该仿真中的有效性。同时相对于常规的单元删除法, 基于内聚力模型的仿真结果更加接近试验结果, 证明所建立方法的精度更高。

**关键词:** 无人机; 风挡; 碰撞; 有限元仿真; 内聚力模型

**中图分类号:** V223.9; V279; V328 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)05-0839-12

## Simulation and Test Verification of Collision Between Aircraft Windshield and UAV Based on Cohesive Zone Model

SU Yan<sup>1</sup>, MIAO Kuizong<sup>1</sup>, ZHANG Zhuguo<sup>2,3</sup>, LU Xiaohua<sup>1</sup>, ZUO Hongfu<sup>1</sup>

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 211106, China; 2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 3. Shanghai Aircraft Airworthiness Certification Center, CAAC, Shanghai 200232, China)

**Abstract:** In order to effectively support the simulation analysis of unmanned aerial vehicle(UAV) impact on aircraft and reduce the cost of experimental research, the test and finite element simulation method research of collision between UAV and windshield of a transport category aircraft were carried out. The modeling method of windshield and UAV was studied and established according to the actual size and curved surface configuration. Considering the unpredictability and complexity of crack initiation and propagation of windshield glass after impact, zero-thickness cohesive elements were embedded between glass elements and between glass layer and rubber layer in the windshield model through Python programming, and the finite element model of windshield based on intrinsic cohesion was presented. It is found that the simulation results of corresponding conditions are basically consistent with the experimental results, which validates the cohesive zone model in the simulation. And compared with the conventional element deletion method, the simulation results based on the cohesive zone model are closer to the experimental results, which demonstrates that the established method has higher accuracy.

**Key words:** unmanned aerial vehicle(UAV); windshield; collision; finite element simulation; cohesive zone model

**基金项目:** 中国民航安全能力建设项目(M01190104405)。

**收稿日期:** 2022-06-13; **修订日期:** 2023-03-27

**通信作者:** 苏艳, 女, 副教授, 硕士生导师, E-mail: suyannj@nuaa.edu.cn。

**引用格式:** 苏艳, 缪奎宗, 张柱国, 等. 基于内聚力模型的飞机风挡与无人机碰撞仿真及试验验证[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(5): 839-850. SU Yan, MIAO Kuizong, ZHANG Zhuguo, et al. Simulation and test verification of collision between aircraft windshield and UAV based on cohesive zone model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(5): 839-850.

随着近年来无人机的兴起,国内外已经报道多起无人机与民机危险接近甚至直接碰撞的事件,无人机与民机碰撞事件成为航空领域日益关注的安全问题。飞机各个部位都有受到外来物撞击的可能,其中风挡受到撞击的概率最高,风挡是现代飞机上的关键部件,作为飞行员观察外部飞行环境的窗口,关系到整个飞机的安全,其安全地位举足轻重。

目前各国关于风挡玻璃与无人机碰撞的研究还处于起步阶段。Sang等<sup>[1]</sup>通过试验研究了无人机与玻璃板的碰撞机理,在LS-DYNA中仿真评估冲击力,确定了引起最大和最小威胁的特定碰撞条件。Lu等<sup>[2]</sup>在PAM-CRASH软件环境下,建立了无人机与飞机风挡玻璃碰撞仿真模型,仿真结果与试验结果进行了对比分析,验证了仿真的有效性。澳大利亚民航安全局(Australia Civil Aviation Safety Authority, ACASA)<sup>[3]</sup>利用蒙特卡洛仿真研究发现在大型客机降落阶段,2 kg以下的小型无人机不太可能穿透大型客机驾驶舱风挡,而通航飞机的风挡在巡航速度下一定会被无人机穿透。英国国家交通部等<sup>[4]</sup>机构研究表明,飞机的风挡玻璃会因与4 kg级四旋翼机部件的空中碰撞而严重损坏。美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration, FAA)所领导的ASSURE(Alliance for System Safety of UAS through Research Excellence)小组<sup>[5]</sup>利用经过部件级验证的精确无人机仿真计算模型,得出了一种四旋翼构型与两款飞机风挡碰撞的数值模拟结果。刘继军等<sup>[6]</sup>通过数值模拟,结果显示飞机风挡在同等撞击条件下,小型无人机比鸟体更具破坏性。郭亚周等<sup>[7]</sup>采用空气炮法进行实验,研究结果表明等质量和等冲击速度下,微型无人机比鸟更容易穿透风挡对舱内人员和内部设施造成损伤,具备更大的破坏力。

以上风挡碰撞相关研究的实验部分都是将风挡单独固定在实验台,将无人机撞向风挡,有的甚至将无人机机臂拆下绑在机身,这显然与实际不符。在有限元仿真部分中,现有运输类飞机风挡的仿真研究都是采用基于连续体的单元删除法。这没有考虑裂纹缝隙界面的接触,只是简单地将发生破坏的单元删除,难以反映真实风挡玻璃碰撞后裂纹的发生和扩展情况,仿真结果与试验结果相差较大。内聚力模型可以解决这个问题。它是一种模拟脆性材料裂纹的发生和扩展的新方法。Lin等<sup>[8-9]</sup>使用内聚力模型模拟了汽车风挡玻璃在假人头冲击下的断裂行为,发现仿真结果与试验结果基本一致。但是这些研究未考虑实际风挡的曲面造型,都是采用平面造型的夹层玻璃进行试验和仿

真,在一定程度上削弱了内聚力模型应用在实际曲面风挡碰撞研究的适用性。此外,民用运输机风挡的碰撞研究的结构、工况及撞击物更加复杂。

综合以上情况,本文拟开展某型全尺寸机头风挡玻璃与整机级无人机高速碰撞仿真及试验验证,研究建立基于内聚力模型的风挡玻璃有限元模型,进行多种工况下的无人机撞击仿真,将仿真结果与试验结果进行对比分析,证明本文基于内聚力模型的碰撞仿真方法的有效性。通过与单元删除法结果对比,证明本文仿真结果的高精度。

## 1 基于内聚力的碰撞仿真有限元模型

为准确模拟风挡玻璃碰撞后裂纹的发生和扩展情况,研究建立基于内聚力模型的风挡有限元模型,并装配至机头结构中,以支持开展与无人机的碰撞仿真。

### 1.1 风挡及机头结构几何建模

风挡几何模型是有限元模型的基础,运输类飞机风挡玻璃是夹层玻璃。由于玻璃的性质,内部结构应力处于一种平衡状态,无法使用铆接或螺接安装,而使用图1中所示压板进行压夹安装。本文以某型运输类飞机风挡玻璃为碰撞仿真对象进行几何建模,该风挡玻璃最大长度为980 mm、最大宽度为681 mm、厚度为22.7 mm。该风挡玻璃由3层玻璃和2层夹层组成,3层玻璃为无机化学钢化玻璃材料,2层夹层为有机材料(PU和PVB),周围采用硅橡胶包边。如图2所示,P1为第1层玻璃(即最外层),P2和P3分别为第2和第3层玻璃,PU和PVB为胶层。

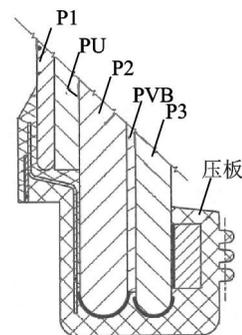


图1 风挡截面图

Fig.1 Cross-section of windscreen

为了更加真实地模拟风挡实际情况,建立某型民机全尺寸机头结构,并将风挡装配至机头结构中,飞机主风挡是通过压板安装到窗框结构中,主风挡与周围结构及安装形式如图3所示,图4为关键位置的剖视图。考虑到风挡对结构的支持作用,

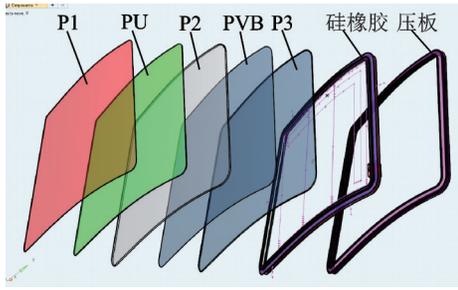


图 2 风挡主要组成部件

Fig.2 Main components of the windshield

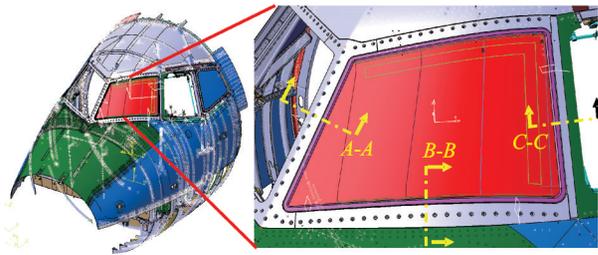


图 3 机头结构中风挡几何模型局部放大

Fig.3 Partial magnification of the windshield geometry model in the aircraft nose structure

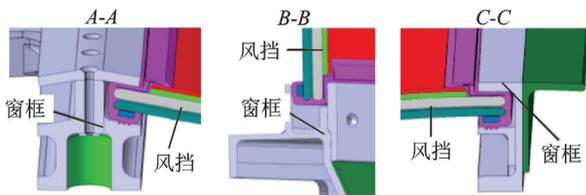


图 4 风挡关键位置结构剖视图

Fig.4 Sectional view of the structure at the key position of the windscreen

需完整装配左右风挡。

## 1.2 基于内聚力模型的风挡有限元建模

### 1.2.1 内聚力模型理论

内聚力模型是由 Barenblatt<sup>[10]</sup>和 Dugdale<sup>[11]</sup>提出的基于弹塑性力学的材料失效力学模型,最早应用在模拟复合材料层间脱黏过程<sup>[12]</sup>,后有学者将其应用到陶瓷碎裂<sup>[13]</sup>、混凝土劈裂<sup>[14-15]</sup>等研究中。它用 3 个阶段描述材料开裂过程,即尖端区(还未损伤)、内聚力区(正在损伤)、失效区(已破坏),如图 5 所示。其中内聚力  $T$  是材料内部微粒子相互

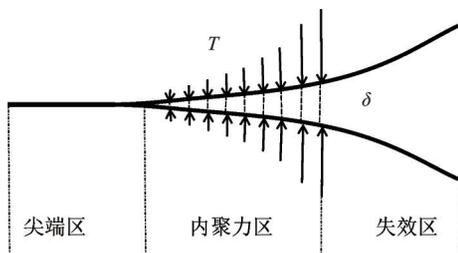


图 5 内聚力模型示意图

Fig.5 Schematic diagram of cohesive zone model

作用力,分离量  $\delta$  表示裂纹两侧界面的相对位移量。

### 1.2.2 风挡中心加密环形网格划分

由于裂纹只能沿着玻璃单元边界即内聚力单元的位置传播,如采用常规网格单元横竖排列划分,则受冲击后将出现锯齿形或台阶形裂纹,难以匹配风挡玻璃实际中的裂纹扩展过程。试验结果显示相机撞击点产生的损伤最大,且周围大多数裂纹从此位置向外辐射。本文以撞击点为中心采用中心加密网格画法创建风挡玻璃单元,如图 6 所示,以便能更好地模拟风挡玻璃受冲击后的裂纹扩展过程。

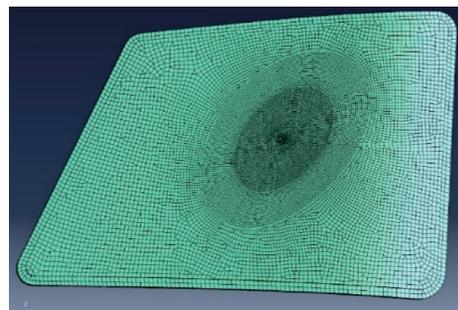


图 6 风挡玻璃网格划分

Fig.6 Mesh drawing of the windshield

### 1.2.3 风挡玻璃固有内聚力单元嵌入

为有效实现风挡玻璃损伤仿真,并满足起裂位置和裂纹路径的随机性,风挡玻璃有限元模型采用固有型内聚力模型建立,即在分析之前,在所有的玻璃单元两两之间嵌入内聚力单元,以及玻璃单元和胶层单元之间嵌入内聚力单元。

为了保证仿真模型几何尺寸与试验相同,插入零厚度内聚力单元,利用 Python 程序语言直接对前处理文件进行修改,在对应位置插入内聚力单元节点信息,实现内聚力单元的嵌入。嵌入固有内聚力单元步骤如下:

- (1) 读取前处理文本文件中的节点信息和单元信息,并存储;
- (2) 识别单元间的公共面及节点;
- (3) 将公共面节点在对应单元上以逆时针顺序存储;
- (4) 再判断具有相同坐标的节点,两个相同坐标节点称为一对节点;
- (5) 然后,以对数增加相应倍数的相同坐标节点,更新节点信息;
- (6) 最后,在识别的单元间公共面生成内聚力单元,更新单元信息;
- (7) 插入成功后,输出带有内聚力单元信息的前处理文件,该文件可导入 Abaqus 软件计算。

结合以上步骤实现的Python程序可直接修改前处理文件实现内聚力单元的嵌入。该程序能在多种类型单元公共表面间嵌入零厚度内聚力单元。风挡模型的玻璃实体单元主要是五面体和六面体单元。运用Python程序处理INP前处理文件,实现在相应

位置嵌入内聚力单元,如图7所示。最终风挡模型单元总数为600 516个,其中实体单元数为191 400个(C3D6为10 237个,C3D8为181 163个),内聚力单元数为409 116个(COH3D8为401 234个,COH3D6为7 882个)。

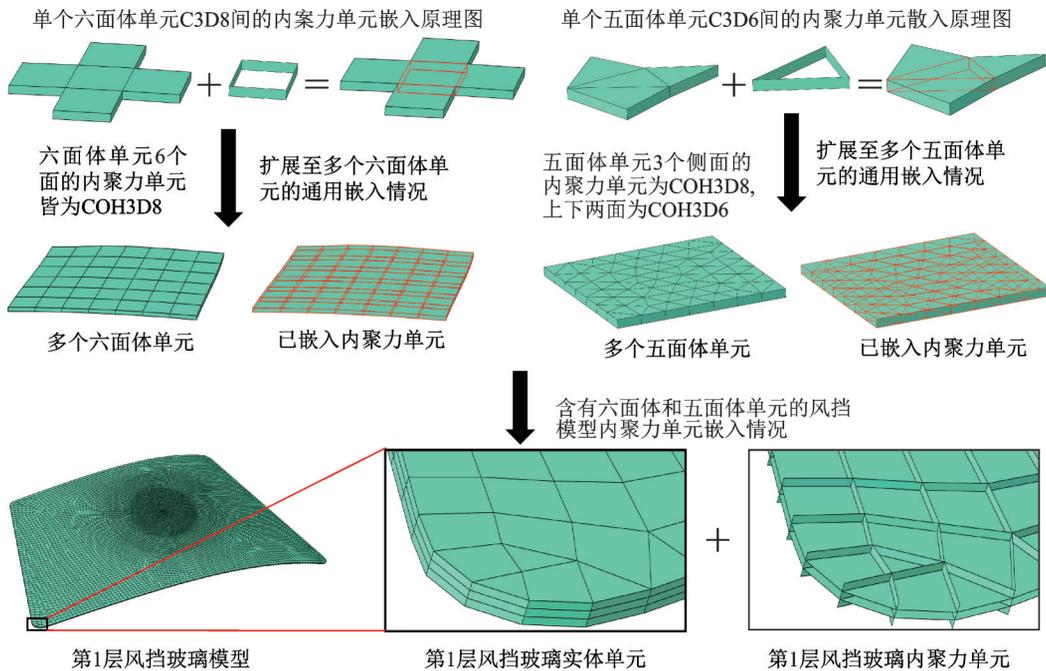


图7 风挡玻璃模型嵌入内聚力单元原理图与效果图

Fig.7 Principle and effect drawing of the cohesive elements embedded in the windshield model

1.2.4 基于双线性内聚力模型的风挡玻璃材料参数定义

现有内聚力模型研究中,材料的冲击破坏开裂问题中主要采用双线性内聚力模型<sup>[16-17]</sup>,如图8所示,其中 $\sigma_{max}$ 和 $\tau_{max}$ 分别是法向内聚力 $T_n$ 和切向内聚力 $T_t$ 的最大值, $\delta_n^0$ 和 $\delta_t^0$ 则分别是法向内聚力到达最大值时的初始损伤位移, $\delta_n^f$ 和 $\delta_t^f$ 是最终破坏的损伤失效位移。

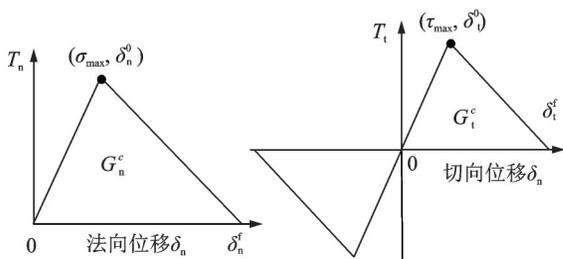


图8 双线性内聚力模型

Fig.8 Bilinear cohesive zone model

在弹性阶段的曲线斜率即法向刚度系数 $K_n$ 和切向刚度系数 $K_t$ 分别为

$$K_n = \frac{\sigma_{max}}{\delta_n^0}, \quad K_t = \frac{\tau_{max}}{\delta_t^0} \quad (1)$$

由图8可发现,内聚力分离量曲线和坐标轴围

成三角形区域,该区域面积表示断裂能,则法向断裂能 $G_n^c$ 和切向断裂能 $G_t^c$ 分别为

$$G_n^c = \frac{\sigma_{max} \delta_n^f}{2}, \quad G_t^c = \frac{\tau_{max} \delta_t^f}{2} \quad (2)$$

在实际工程中,材料一般都是混合形式的开裂破坏,而不是单独的法向拉伸破坏或单独的切向剪切破坏。为了表征混合模式下的损伤失效位移 $\delta^f$ ,Benzeggagh等<sup>[18]</sup>提出了BK准则

$$\delta^f = \frac{2(1+\beta^2)}{\sigma_{max} + \beta^2 \tau_{max}} [G_n^c + (G_t^c - G_n^c) (\frac{\beta^2 \tau_{max}}{\sigma_{max} + \beta^2 \tau_{max}})^\eta] \quad (3)$$

$$\beta = \frac{\delta_t^f}{\delta_n^f}$$

式中: $\beta$ 表示混合度比例; $\eta$ 为材料常数。

玻璃内部内聚力单元主要控制玻璃裂纹扩展或碎裂等失效形式,以及玻璃层与胶层之间内聚力单元主要控制层间界面分离的失效形式。不同位置的内聚力单元参数<sup>[8,17]</sup>如表1所列。

由于玻璃开裂的模拟是通过玻璃单元间的内聚力单元失效来实现的,玻璃单元本身不发生破坏,为此本文将玻璃单元设置为线弹性材料,密度为2 500 kg/m<sup>3</sup>,弹性模量为7 400 MPa,泊松比为0.23。此外,PU胶层动态应力-应变曲线和拟合参

表 1 风挡玻璃内聚力参数

**Table 1 Cohesion parameters of windshield glass**

内聚力单元位置	参数
第 1 层风挡玻璃内部单元间	$\sigma_{max} = \tau_{max} = 120 \text{ MPa}, \beta = 1, \eta = 0.3$ $K_n = K_t = 500\,000 \text{ MPa/mm}$ $G_n^c = G_t^c = 0.1 \text{ N/mm}$
第 2、3 层风挡玻璃内部单元间	$\sigma_{max} = \tau_{max} = 600 \text{ MPa}, \beta = 1, \eta = 0.3$ $K_n = K_t = 500\,000 \text{ MPa/mm}$ $G_n^c = G_t^c = 1 \text{ N/mm}$
玻璃层与 PU、PVB 胶层界面间	$\sigma_{max} = \tau_{max} = 50 \text{ MPa}, \beta = 1, \eta = 0.3$ $K_n = K_t = 1\,250 \text{ MPa/mm}$ $G_n^c = G_t^c = 0.3 \text{ N/mm}$

数采用文献[19]研究 PU 材料在高应变率作用下的动态力学性能所给出的曲线与参数,密度为 1 180 kg/m<sup>3</sup>;PVB 胶层单元采用粘弹性材料模型中的广义 Maxwell 模型,密度为 1 100 kg/m<sup>3</sup>,体积模量为 20 GPa,初始剪切模量为 330 MPa,PVB 材料的剪切松弛模量时间变化曲线参照文献[20]。经过检查,风挡玻璃有限元模型的整体质量和重心位置,与风挡玻璃实物的情况基本一致。

1.3 无人机建模及质量分布

鉴于大疆创新科技公司的 Phantom 4 Pro 型号无人机的结构造型在该重量级的无人机中最为常见,具有普遍的代表性,FAA 的 ASSURE 小组也选用该型号无人机作为典型四旋翼无人机进行研究。本文建立此型号无人机有限元模型,如图 9 所示。该无人机的外形尺寸为 427 mm×427 mm×192 mm,外壳厚度为 1 mm,整体质量约为 1.3 kg。电池、电路板、相机等实体已简化为规则形状,划分为六面体实体单元;机身壳体、叶片等薄壳形状较复杂,划分为四边形为主,三角形为辅的壳单元。无人机网格划分单元数为 16 735 个,其中壳单元 11 691 个,实体单元 5 044 个。



图 9 Phantom 4 Pro 无人机实物与模型  
Fig.9 Finite element model of Phantom 4 Pro UAV

无人机部件有限元模型之间主要采用耦合连接实现力的传递,模型主要部件分布位置如图 10 所示。其中,机身壳体、叶片等薄壳都定义为聚碳

酸酯(PC)材料<sup>[21]</sup>,在 ABAQUS 中选用 Brittle Cracking 本构模型。将电池电芯定义为 Li-Po 材料<sup>[22]</sup>,采用可压缩泡沫模型。将相机和电机的材料定义为 6061 铝合金<sup>[23]</sup>和 7075 铝合金<sup>[24]</sup>,采用 Johnson-Cook 模型。将电路板材料定义为玻璃-环氧复合材料<sup>[25]</sup>。其中模型的主要部件弹性参数和质量分布如表 2 所示。通过拆解无人机实物称取各部件质量,确认质量分布情况与有限元模型基本一致。

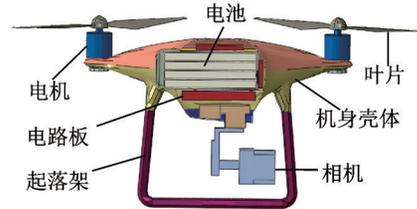


图 10 无人机各部件分布  
Fig.10 Distribution of all parts of UAV

表 2 无人机的各类材料参数和质量分布

Table 2 Material parameter and mass distribution of UAV

部件	密度/ (kg·m <sup>-3</sup> )	弹性模量/ MPa	泊松比	质量/g
电池	1 750	500	0.01	459
相机	2 800	68 900	0.33	222
电机	1 850	18 830	0.136	184
叶片				46
起落架、机身壳体、等	1 130	2 350	0.36	237

1.4 机头整体有限元建模及仿真工况

在 1.1 节中,机头各个结构件已装配为一体,但这只是位置上的对应,互相之间没有连接,无法传递作用力。真实飞机的金属结构件主要采用铆接,对应仿真中采用耦合连接,选定相应位置点与点之间的耦合实现蒙皮与框架、蒙皮与蒙皮及窗框与框架等的连接。机头各结构件主要采用 Johnson-Cook 本构模型的铝合金材料,顶部板、侧壁板为 2524 铝合金,风挡下部板为 2024 铝合金,缘条、钣金件为 7075、7050 铝合金,各型号铝合金具体的材料参数参考文献[2],机头模型的整体质量和重心位置与厂商数据基本一致。机头金属结构单元数为 184 237 个,加上左右风挡模型单元数和无人机单元数,最终碰撞有限元模型的单元总数为 1 402 004 个。在 Abaqus 软件中设置模型碰撞接触为通用接触,其中法向接触定义为硬接触,切向接触的罚值设为 0.1。采样频率与验证试验的应变片采样频率一致,即设置为 50 000 Hz,则输出间

隔为0.02 ms。由于左右风挡具有对称性,仿真选取一侧即左风挡进行研究(正方向为飞机正常运行前进方向),将无人机重心对准左风挡中心,如图11所示。

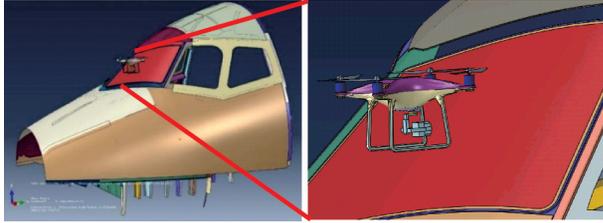


图11 无人机及机头结构整体有限元模型

Fig.11 Integral finite element model of UAV and aircraft nose structure

## 2 无人机与飞机风挡碰撞试验

为了证明仿真模型的有效性,需开展相应试验验证,项目组参与中国民航局上海航空器适航审定中心主导的无人机与民机碰撞系列试验。整个试验装置由火箭橇、导轨、无人机、龙门架和高速摄像机组成,其中火箭橇包括火箭发动机、滑车及机头试验件等,分别如图12、13所示。

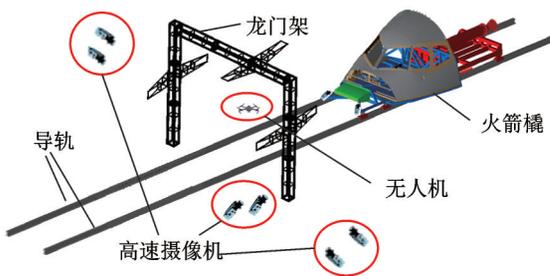


图12 试验总体布局示意图

Fig.12 Schematic diagram of the overall layout of the test

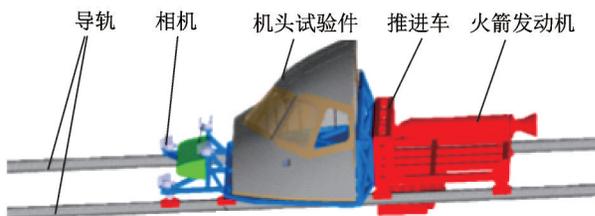


图13 火箭橇结构简图

Fig.13 Schematic diagram of rocket sled structure

此试验为火箭橇有速度试验,采用火箭橇搭载某型民用运输机全尺寸机头试验件,以火箭发动机为动力来源,推动火箭橇沿高精度滑轨高速运动,到达规定速度(碰撞点速度)时碰撞悬挂在轨道上方的无人机,模拟民机碰撞无人机的工况。通过调整支臂位置和悬挂点,改变无人机的位置与角度,

能够模拟真实碰撞场景下的各种姿态。本文涉及的试验为无人机重心对准风挡中心。不同于国内外现有基于空气炮原理所进行的试验,本试验可以使民机机头撞向处于正常工作状态的无人机,完全真实地模拟碰撞情景。

试验数据主要包括碰撞过程动态响应、碰撞完毕风挡形貌、风挡内侧相应测点粘贴的应变片记录的碰撞过程应变响应。

FAR(Federal Aviation Regulation)91部<sup>[26]</sup>117条规定任何航空飞行器在10 000 inch(约3 048 m)以下空域的速度不得超过250节(130 m/s)。中国民航规章(Chinese Civil Aviation Regulations, CCAR)91部<sup>[27]</sup>323条规定航空器速度(a)除经局方批准并得到空中交通管制的同意外,航空器驾驶员不得在修正海平面气压高度3 000 m(10 000 inch)以下以大于470 km/h(250 n mile/h)的指示空速运行航空器。CCAR91与FAR91规定的速度皆约为130 m/s。250节(130 m/s)虽然是指示空速,但也是该规定的极限速度,实际上Phantom 4 Pro无人机限高120 m,最大飞行速度约为20 m/s,两者难以在150 m/s的相对速度下相撞,但为了实现试验价值最大化,考虑较严重的情况,确定民机与无人机碰撞的最大相对速度为150 m/s。



图14 真实碰撞试验场景

Fig.14 Real crash test

为了充分验证内聚力模型在高速动态冲击有限元仿真中的有效性,并充分观察在不同碰撞情况下风挡的损伤情况,拟开展不同无人机姿态和质量的试验。其中不同姿态处于无人机功能范围内;不同质量为在无人机机身加装一块电池,质量为1.82 kg,接近鸟撞适航条款中的鸟体质量1.8 kg。试验结果可对比两者在相同质量下对民机风挡的撞击严重性。各工况下的无人机与风挡对应位置如图15所示,试验工况与结果如表3所示,具体结果内容在第3节展示与仿真结果进行对比。



图 15 3 种不同工况下的碰撞试验位置

Fig.15 Test under three different working conditions

表 3 3 种不同的试验工况与对应的试验结果

Table 3 Three different test conditions and test results

工况	无人机	质量/kg	偏航角/(°)	俯仰角/(°)	撞击速度/(m·s <sup>-1</sup> )	试验结果
1	Phantom 4 Pro	1.36	0	0	152.7	风挡仅最外层玻璃破损
2	Phantom 4 Pro	1.36	-24.4	45	154.8	3层玻璃全破损
3	Phantom 4 Pro(加装1块电池)	1.82	0	0	153.4	最外层与中间层玻璃破损

\*实际碰撞速度与预定速度的误差不超过5%。3种工况下都无滚转情况。此试验结果为风挡玻璃各层破坏情况。绿色:安全;黄色:较危险;红色表示:灾难性

### 3 碰撞试验碰撞仿真结果验证及分析

针对真实的试验工况,利用1.4节建立的基于固有内聚力的无人机与风挡玻璃碰撞仿真模型,采用有限元软件ABAQUS中的显式分析模块,即

ABAQUS/Explicit,开展相应工况的仿真,如图16所示。初始时刻无人机与风挡未接触,但间距小,可减少未接触的计算时间。将对应工况的仿真结果与试验结果从碰撞损伤过程、风挡玻璃最终损伤形貌、应变响应3个角度进行对比分析,验证本文仿真模型的有效性及其高精度。

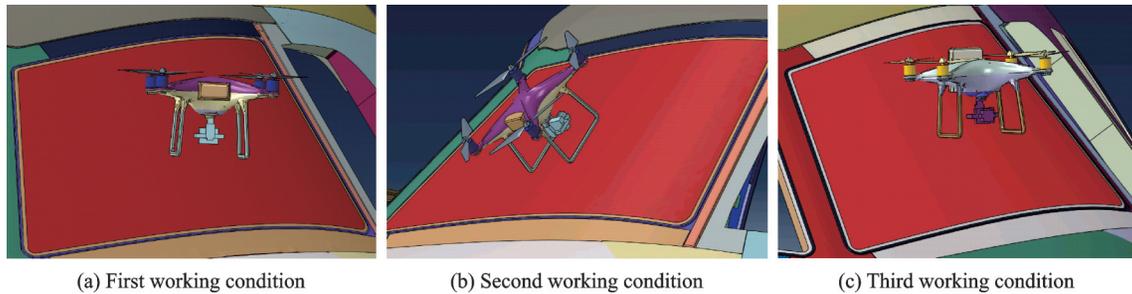


图 16 仿真的 3 种工况

Fig.16 Three working conditions of simulation

#### 3.1 无人机与风挡玻璃碰撞过程损伤对比分析

无人机与风挡玻璃碰撞过程典型时刻的损伤情况见图17。图17(a)是本文仿真过程,图17(b)是真实试验的高速摄像图像,图17(c)是常规单元删除法仿真过程。0ms时刻为初始未碰撞状态,图17(a)和图17(b)在1.4ms和3.5ms时刻的无人机损伤情况和风挡玻璃裂纹扩展情况基本一致。而在图17(c)单元删除法仿真中,当相机和电机接触风挡时,只有接触位置的玻璃碎裂,无向外辐射裂纹;无人机各部件与风挡发生碰撞后,只产生塑性变形,未发生碎裂。

#### 3.2 风挡玻璃损伤形貌对比分析

第1种工况下第1层风挡玻璃的损伤情况对比见图18。图18(a,b)分别对应位置的损伤尺寸接近,径向裂纹和环向裂纹的扩展方向类似,表明第1种工况下本文仿真结果与试验基本一致。这些裂纹呈现一定的分布特性,以风挡中心为圆点,向外扩散环状裂纹和未形成闭环的弧状裂纹,在这些环状和弧状裂纹间还穿插着部分以风挡中心为圆点的径向裂纹。同时,这些裂纹还呈现一定的扩展规律,撞击点中心部位的裂纹较密集,往外逐渐稀疏,再往外又变得密集,接近窗框的位置存在大量裂纹。由于撞击中心部位受到的正面冲击的

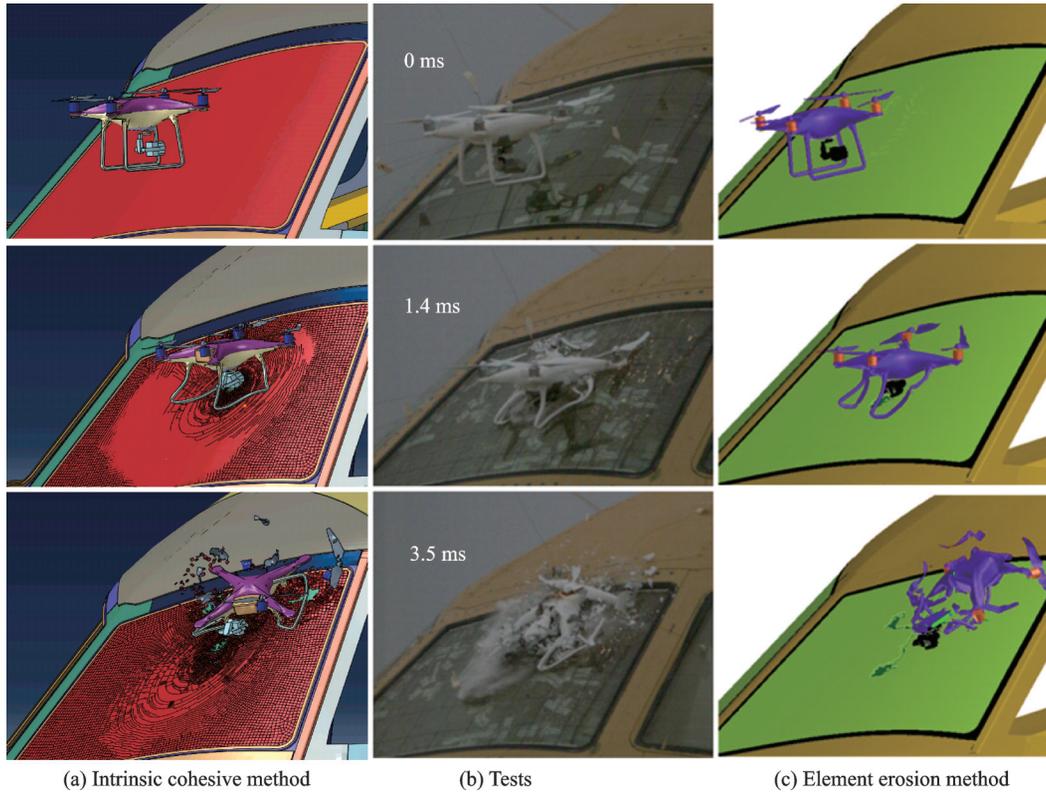


图17 仿真与试验的碰撞过程对比

Fig.17 Comparison of collision process between simulation and test

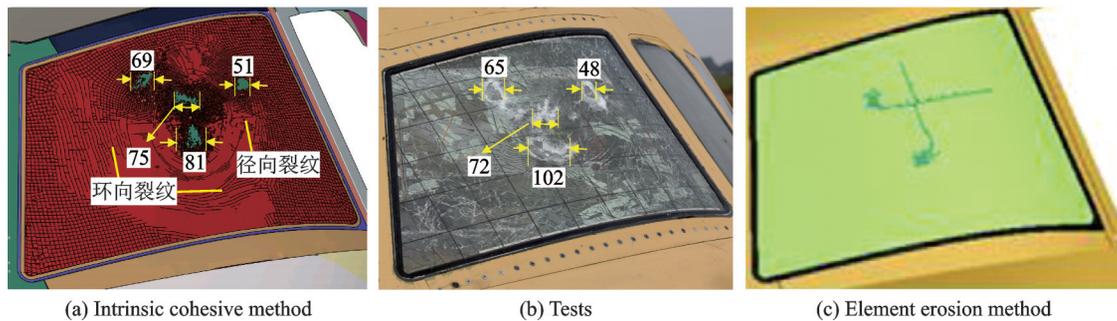


图18 第1种工况下第1层风挡玻璃仿真结果与试验结果对比(标注尺寸单位为mm)

Fig.18 Comparison of simulation and test result of the first glass in the first condition

能量较多,导致裂纹较密集;随后冲击波能量向外传播导致了稀疏的环状、弧状和径向裂纹;当冲击波能量到达边界即窗框位置时,由于风挡与窗框是不同材料且过渡不均匀存在转折角度而产生应力集中,冲击波能量大量聚集在风挡四周,使得裂纹变得密集。图18(a,b)的裂纹都呈现出类似分布特性和扩展规律,而图18(c)中,只有相机和左侧电机造成风挡玻璃单元脱离,只有两条细长的横竖交叉的裂纹,并无环向和径向裂纹。

第2种工况下第1层风挡玻璃的损伤情况对比见图19。与第1种工况类似,图19(a,b)的损伤结果基本一致。而图19(c)只有零星的撞击点玻璃单元脱离和细长的裂纹,与真实试验结果严重不符。第2种工况下从机舱内侧观察风挡玻璃的情况见图20,即第3层玻璃的情况。从图20(a)

可以看出,第3层风挡玻璃已经完全破损,这与试验结果一致。而在单元删除法的结果中,第3层风挡玻璃只出现两条交叉裂缝,与试验结果相差较大。

第2种工况的风挡玻璃破坏情况比第1种工况严重,这是由于第2种工况中的无人机后仰了45°。无人机主要部件是以接近垂直的姿态撞击风挡,相对动能侧向耗散较少,大部分能量都被风挡吸收,导致风挡上相应的撞击点位置玻璃单元脱落较多,同时大量能量向四周传播,导致风挡整体裂纹扩展地更加密集。

第3种工况下第1层风挡玻璃的损伤情况对比见图21,与第1和第2种工况类似,图21(a)和图21(b)的损伤结果基本一致。而图21(c)与真实试验结果严重不符。

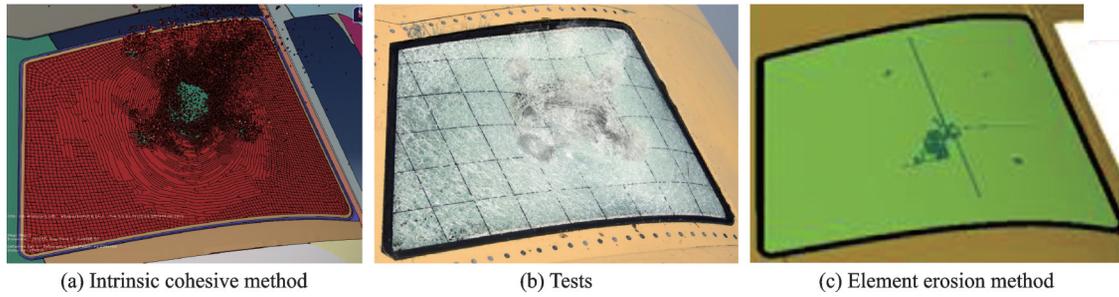


图 19 第 2 种工况下第 1 层风挡玻璃仿真结果与试验结果对比  
Fig.19 Comparison of simulation and test result of the first glass in the second condition

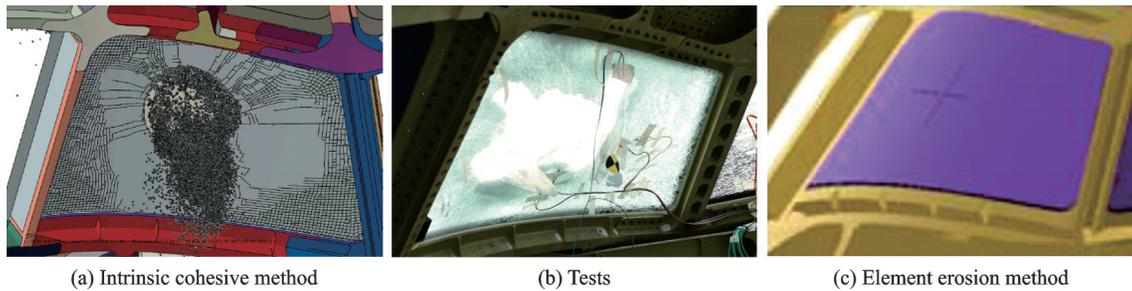


图 20 第 2 种工况下第 3 层风挡玻璃仿真结果与试验结果对比(机舱内侧观察)  
Fig.20 Comparison of simulation and test result of the third glass in the second condition (view from the inside of cockpit)

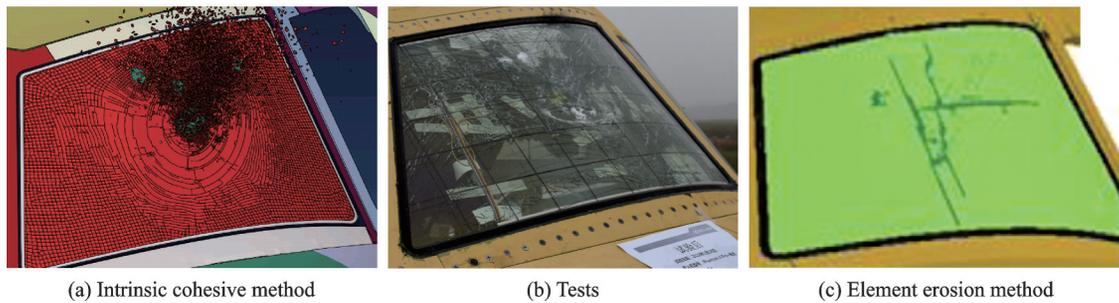


图 21 第 3 种工况下第 1 层风挡玻璃仿真结果与试验结果对比  
Fig.21 Comparison of simulation and test result of the first glass in third condition

### 3.3 风挡玻璃应变响应对比分析

前文从直观可见的损伤角度来对比分析对应工况的仿真结果与试验结果,证明内聚力模型应用在无人机与飞机风挡玻璃碰撞仿真的有效性。此节进一步通过撞击过程的风挡应变响应对比分析,证明本文基于内聚力的仿真模型的高精度。

由于高速撞击,极易导致应变片失效及失真,因此选取有效的应变片数据与仿真模型对应测点位置的应变数据进行对比。由于第 3 个工况的动能较大,导致试验应变片大概在 8 ms 失效,有效试验数据的采集时长为 8 ms,短于第 1 和第 2 工况下 10 ms 的采集时长。

第 1 种工况的测点位置如图 22 所示,第 1 种工况(图 23)的试验曲线和仿真曲线的最大波峰和波谷位置和数值基本对应。第 2 种工况的测点位置

如图 24 所示,第 2 种工况(图 25)的最大波谷位置略微偏移,但是数值基本相等。第 3 种工况的测点位置如图 26 所示,第 3 种工况(图 27)的试验曲线和仿真曲线的最大波峰和波谷位置和数值基本对应。综合 3 种工况的仿真和试验不同测点应变响应的整体对比,可认为两者应变响应趋势基本一致。

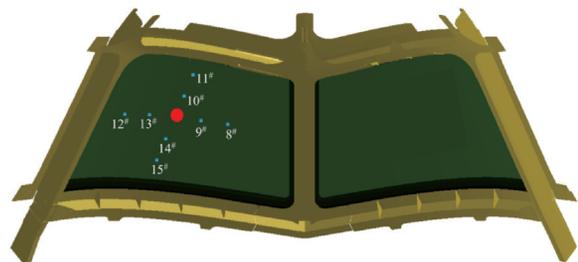
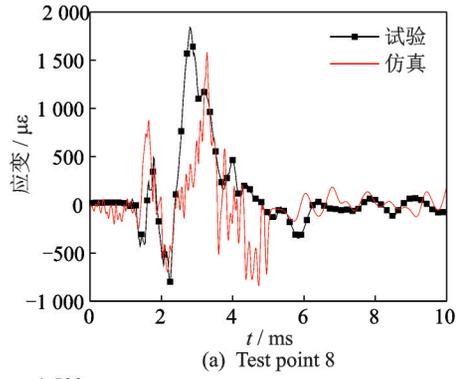
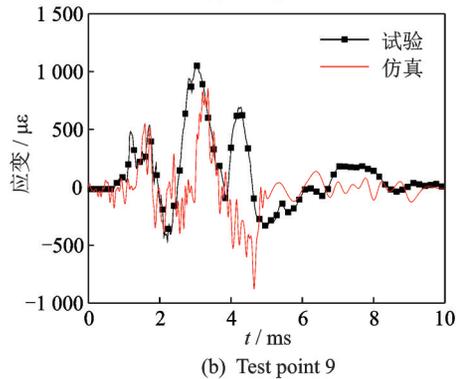


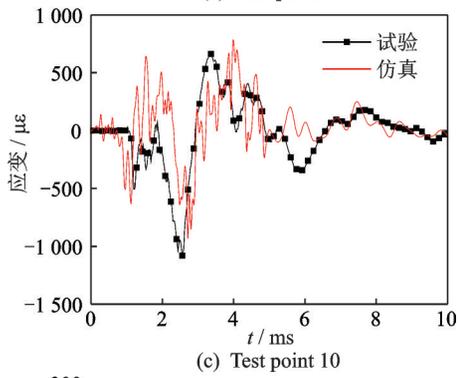
图 22 第 1 种工况的应变片布局(机舱内侧观察)  
Fig.22 Layout of strain gauge in the first condition (view from the inside of cockpit)



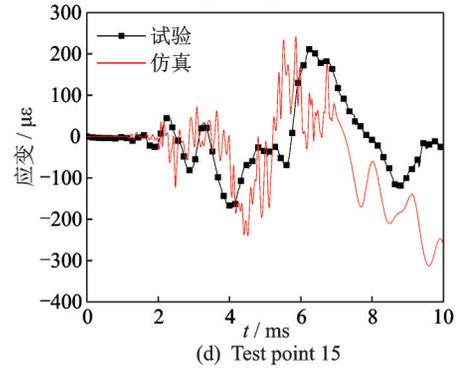
(a) Test point 8



(b) Test point 9



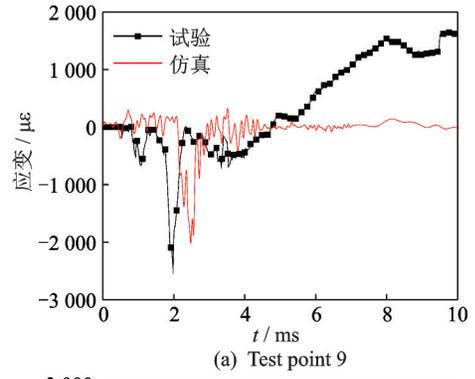
(c) Test point 10



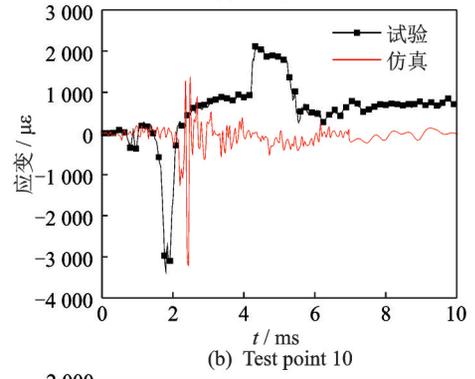
(d) Test point 15

图23 第1种工况下试验与仿真的应变响应对比

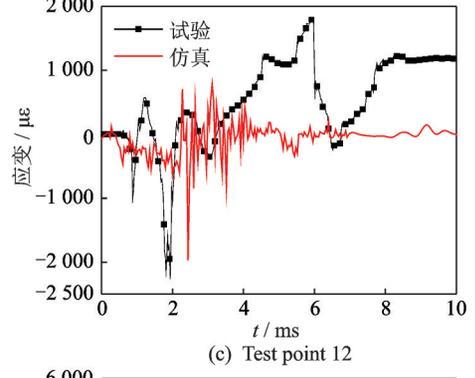
Fig.23 Comparison of strain response between experiment and simulation in the first condition



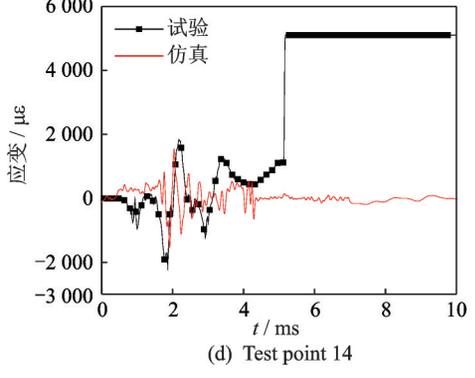
(a) Test point 9



(b) Test point 10



(c) Test point 12



(d) Test point 14

图25 第2种工况下试验与仿真的应变响应对比

Fig.25 Comparison of strain response between experiment and simulation in the second condition

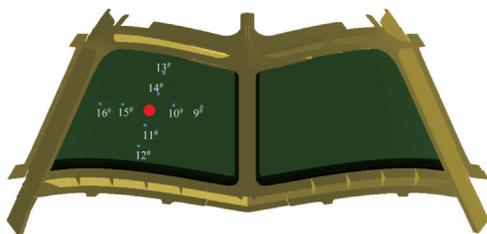


图24 第2种工况的应变片布局(机舱内侧观察)

Fig.24 Layout of strain gauge layout in the second condition (view from the inside of cockpit)

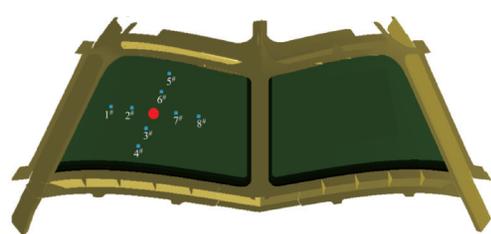


图26 第3种工况的应变片布局(机舱内侧观察)

Fig.26 Layout of strain gauge layout in the third condition (view from the inside of cockpit)

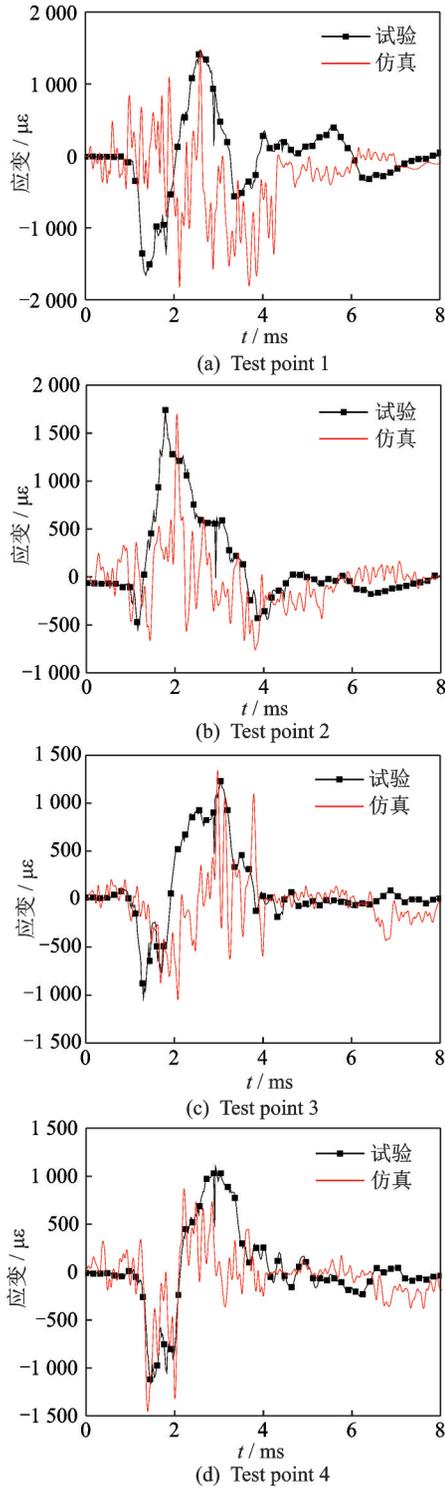


图 27 第 3 种工况下试验与仿真的应变响应对比  
Fig.27 Comparison of strain response between experiment and simulation in the third condition

## 4 结 论

考虑到碰撞后风挡玻璃的裂纹萌生和扩展的不可预测性和复杂性,本文研究给出了基于固有内聚力的风挡玻璃有限元模型。

(1) 本文开展 3 个工况的无人机与风挡玻璃碰撞仿真验证,从碰撞损伤过程、风挡玻璃最终损伤形貌、应变响应 3 个角度对比分析,得出仿真结果

与试验结果基本一致,同时 3 个玻璃层的破坏情况也一致,证明了内聚力模型应用在无人机与飞机风挡玻璃碰撞仿真中的有效性。

(2) 通过与常规基于单元删除法的仿真结果对比,证明了本文基于内聚力模型仿真方法的精度较高。

本文建立的高精度仿真模型可为无人机与飞机风挡玻璃碰撞的研究,提供仿真模型支持,无需高昂的试验费用。

致谢:本文得到了中国民航上海航空器适航审定中心的支持,对此表示感谢!

### 参考文献:

[1] SANG E L, JUNG J W, CHOI Y, et al. Unmanned aerial vehicle impacts on heat-strengthened glass [J]. IEEE Access, 2019(99): 2930277.

[2] LU X, LIU X, LI Y, et al. Simulations of airborne collisions between drones and an aircraft windshield [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98 (9): 105713.

[3] ALEXANDER R. Potential damage assessment of a mid-air collision with a small UAV[R]. Canberra: Civil Aviation Safety Authority of Australian Report, 2013.

[4] British Airline Pilots Association, Military Aviation Authority, Department for Transport. Small remotely piloted aircraft systems drone midair collision study Report-16[R]. London, UK: Department for Transport, 2016.

[5] ASSURE. UAS airborne collision severity evaluation of quadcopter final report II [R]. Washington, D C : FAA, 2017.

[6] 刘继军,刘小川,郭军.小型无人机和鸟体对飞机风挡冲击对比研究[C]//2016(第六届)中国国际无人驾驶航空器系统大会论文集.北京:中国航空学会,2016:73-78.

LIU Jijun, LIU Xiaochuan, GUO Jun. Comparative study impact of aircraft windshield between small UAV and bird[C]//Proceedings of the 6th China International UAS Conference (UAS 2016) Proceedings. Beijing: CSAA, 2016: 73-78.

[7] 郭亚周,刘小川,郭军,等.微型无人机和鸟体撞击飞机风挡玻璃对比实验[J].实验力学,2020,35(1):167-173.

GUO Yazhou, LIU Xiaochuan, GUO Jun, et al. Comparative experiment of aircraft windshield glass subjected to micro-UAV and bird body impact[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2020, 35 (1) : 167-173.

- [8] LIN D J, WANG D, CHEN S H, et al. Numerical simulations of impact fracture behavior of an automotive windshield glazing: An intrinsic cohesive approach [J]. *Composite Structures*, 2018, 186: 79-93.
- [9] GAO W, WANG R, CHEN S, et al. An intrinsic cohesive zone approach for impact failure of windshield laminated glass subjected to a pedestrian headform [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2019, 126: 147-159.
- [10] BARENBLATT G I. The formation of equilibrium cracks during brittle fracture. General ideas and hypotheses. Axially-symmetric cracks [J]. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 1959, 23(3): 622-636.
- [11] DUGDALE D S. Yielding of steel sheets containing slits [J]. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 1960, 8(2): 100-104.
- [12] TVERGAARD V, HUTCHINSON J W. The relation between crack growth resistance and fracture process parameters in elastic-plastic solids [J]. *Journal of the Mechanics & Physics of Solids*, 1992, 40(6): 1377-1397.
- [13] ORTIZ M, SURESH S. Statistical properties of residual stresses and intergranular fracture in ceramic materials [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1993, 60(1): 77-84.
- [14] JIN G, HUANG X, ZHANG S, et al. Numerical study of fatigue damage of asphalt concrete using cohesive zone model [J]. *Journal of Southeast University (English Edition)*, 2013, 29(4): 431-435.
- [15] 林力, 杨鑫平, 常晓林, 等. 基于内聚力模型的粉煤灰混凝土细观开裂研究 [J]. *人民长江*, 2018, 49(20): 81-86, 100.  
LIN Lin, YANG Xinping, CHANG Xiaolin, et al. Research on meso-cracking of fly ash concrete based on cohesive zone model [J]. *Yangtze River*, 2018, 49(20): 81-86, 100.
- [16] 向纪邦. 基于固有内聚力模型的夹层玻璃冲击破坏研究 [D]. 湘潭: 湘潭大学, 2017: 9-11.  
XIANG Jibang. Research of impact fracture of laminated glass based on intrinsic cohesive model [D]. Xiangtan: Xiangtan University, 2017: 9-11.
- [17] 王润豪. 风挡玻璃冲击性能与行人头部损伤研究 [D]. 湘潭: 湘潭大学, 2017: 5-6.  
WANG Runhao. Research on impact failure of windshield laminated glass and head injury of pedestrian [D]. Xiangtan: Xiangtan University, 2017: 5-6.
- [18] 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.
- [19] 张龙辉, 张晓晴, 姚小虎, 等. 高应变率下航空透明聚氨酯的动态本构模型 [J]. *爆炸与冲击*, 2015, 35(1): 51-56.  
ZHANG Longhui, ZHANG Xiaoqing, YAO Xiaohu, et al. Constitutive model of transparent aviation polyurethane at high strain rates [J]. *Explosion and Shock Waves*, 2015, 35(1): 51-56.
- [20] 徐晓庆. 高聚物中间层对夹层玻璃力学特性及断裂机理的影响研究 [D]. 北京: 清华大学, 2017: 94-95.  
XU Xiaoqing. Research on influence of polymer interlayer on mechanical characteristics and fracture mechanism of laminated glass [D]. Beijing: Tsinghua University, 2017: 94-95.
- [21] 朱爱华. 聚碳酸酯的改性与应用研究 [J]. *产业创新研究*, 2020(14): 114-115.  
ZHU Aihua. Study on modification and application of polycarbonate [J]. *Industrial Innovation*, 2020(14): 114-115.
- [22] SAHRAEI E, MEIER J, WIERZBICKI T. Characterizing and modeling mechanical properties and onset of short circuit for three types of lithium-ion pouch cells [J]. *Journal of Power Sources*, 2014, 247: 503-516.
- [23] 邓云飞, 张永, 吴华鹏, 等. 6061-T651 铝合金动态力学性能及 J-C 本构模型的修正 [J]. *机械工程学报*, 2020, 56(20): 74-80.  
DENG Yunfei, ZHANG Yong, WU Huapeng, et al. Dynamic mechanical properties and modification of J-C constitutive model of 6061-T651 aluminum alloy [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2020, 56(20): 74-80.
- [24] 陈琳, 杜太生, 肖新科, 等. 7075 铝靶对卵头弹撞击的试验和数值模拟研究 [J]. *兵器材料科学与工程*, 2019, 42(5): 27-32.  
CHEN Lin, DU Taisheng, XIAO Xinke, et al. Experimental and numerical investigation on impact behavior of 7075 aluminum alloy targets penetrated by ogival projectiles [J]. *Ordnance Material Science and Engineering*, 2019, 42(5): 27-32.
- [25] RAVI-CHANDAR K, SATAPATHY S. Mechanical properties of g-10 glass-epoxy composite: IAT.R 0466 [R]. Austin, USA: The University of Texas at Austin, 2007.
- [26] Federal Aviation Administration. Federal aviation regulations FAR91 general operating and flight rules [S]. Washington, DC, USA: Federal Aviation Administration, 2018.
- [27] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章 CCAR91-R4 一般运行和飞行规则 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2022.  
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation regulation CCAR91-R2 general operating and flight rules [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2022.