

复合材料尾翼前缘结构抗鸟撞仿真及 试验验证研究

孔令勇, 李娜, 吴志斌

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: **目的** 依据适航条款 25.631 的要求, 对飞机复材尾翼前缘结构抗鸟撞能力进行仿真分析及试验验证。**方法** 根据复材鸟撞仿真计算的需要, 建立了获取复材动态力学性能参数的试验矩阵, 开展了复材动态力学性能测试及本构模型参数标定。应用标定后的复材本构模型参数, 对尾翼前缘结构的抗鸟撞能力进行了仿真分析, 同时开展了试验验证。**结果** 试验结果与仿真结果良好的一致性, 表明建立的鸟撞数值仿真模型能够较合理地预计尾翼前缘结构的损伤。**结论** 建立的试验验证矩阵和经试验验证过的复材鸟撞仿真分析方法对飞机结构抗鸟撞设计具有一定的指导作用。

关键词: 鸟撞; 复合材料; 数值仿真; 本构模型

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.026

中图分类号: O344 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2020)09-0149-05

Simulation and Experimental Verification Composite Structure of Empennage Leading Edge against Bird Impact

KONG Ling-yong, LI Na, WU Zhi-bin

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

ABSTRACT: The work aims to carry out the simulation analysis and experimental verification to the bird impact resistance of the leading edge structure of composite empennage according to the requirements of airworthiness standards CCAR25.631. The experiment matrix was designed to obtain the dynamic mechanical property parameters of the composite according to the simulation requirements of composite against bird impact, and the dynamic mechanical property test and constitutive model parameter calibration were carried out. Based on the calibrated composite constitutive model parameters, the bird impact resistance of the leading edge structure of the empennage was simulated and verified by experiments. The good consistence between the experiment results and the simulation results showed that the bird impact numerical simulation model established could reasonably predict the damage of the leading edge structure of the empennage. Therefore, the simulation analysis method verified by test matrix and experiment for composite against bird impact has a certain guiding role in the bird impact resistance design of aircraft structures.

KEY WORDS: bird impact; composite material; numerical simulation; constitutive model

收稿日期: 2020-07-21; 修订日期: 2020-07-22

Received: 2020-07-21; Revised: 2020-07-22

作者简介: 孔令勇(1981—), 男, 硕士, 高工, 主要研究方向为飞机结构鸟撞、碎片冲击。

Biography: KONG Ling-yong(1981—), Male, Master, Senior engineer, Research focus: bird strike, debris impact of aircraft structure.

鸟撞是指鸟类与飞行中的人造飞行器、高速运行的列车、汽车等发生碰撞，造成伤害的事故。由于绝大多数鸟类都具有体形小、质量轻、速度低的特点，因而鸟撞的破坏主要来自被撞击物的速度，而非鸟类本身的质量和速度。由于飞机相对高速列车、汽车的速度高得多，与飞鸟发生碰撞后造成的破坏更大，严重时会造成飞机坠毁。在中国，由于鸟撞原因造成的飞行事故已占事故总数的 1/3，在美国由于鸟撞造成的经济损失每年达近 6 亿美元，因此鸟撞问题越来越引起人们的关注^[1-4]。近年来随着航空公司对飞机经济性要求的提高，飞机设计师不得不尝试在新材料使用方面开展研究。在研究中发现复合材料相对铝合金有较高的单位比强度和比刚度，因此在飞机设计中大大比例采用复合材料。比如波音 B787 飞机和空客 A350 飞机复材使用比例均占约 50%。复合材料由于其各向异性，相对金属仿真分析参数更多，本构模型也更复杂。国内^[5-11]对飞机结构的鸟撞研究主要集中在透明件以及金属结构中，在复材方面研究多集中在简单结构中，并且多数处于理论分析，缺少工程试验的支持。国外^[12-18]虽然对复材结构鸟撞研究较多，但公开报道主要集中在 1.8 kg 鸟体的机翼和襟翼以及简单结构，针对 3.6 kg 鸟体的尾翼结构则较少。

根据 CCAR25.631 鸟撞条款的要求，运输类飞机尾翼前缘结构必须满足 3.6 kg 鸟体的撞击，并且能够继续安全飞行和着陆，本文对某复材尾翼结构的抗鸟撞性能进行了研究。首先，制定了获取复材动态力学性能参数的试样级试验矩阵，随后开展了复材动态力学性能试验及本构模型标定，获得了经试验验证的复材动态力学性能参数。采用大型商用软件 Pam-crash 对尾翼前缘结构的抗鸟撞性能进行了仿真计算，并将试验结果与计算分析结果进行了对比，两者的吻合性较好，表明本文计算方法的合理性。

1 复材动态力学性能试验及模型标定

复合材料结构在承受鸟体冲击时，不仅发生弹性变形，还要发生塑性变形以便于吸能，并且塑性变形是一个渐进的损伤过程，直至结构破坏，因此，复合材料动态力学性能参数相对于静态力学性能参数，不仅要获得强度、泊松比和模量等线性性能参数，还需要获得表征材料渐进损伤及塑性特性的非线性性能参数。表 1 为 Pam-crash 商用软件复材织物动力学仿真计算分析所需的基本参数^[19]。

1.1 试验矩阵及方法

为了获取如表 1 所示的复材织物动态力学性能参数，需要开展相应的试样级材料拉伸、压缩和循环剪切加载试验，试验矩阵及方法如表 2 所示。表 2 中的拉伸、压缩试验相对简单，可分别直接按 ASTM D3039 和 SACMA SRM1 执行。 $\pm 45^\circ$ 循环剪切试验可

参照 ASTM D3518 开展单次加载，同时为了获得足够的数点以便于试验后数据处理，得到材料的损伤参数和塑性参数，一般需要开展至少 5 次循环加载试验，第 6 次加载至试验件破坏，加载时间历程如图 1 所示，试验状态如图 2 所示。

表 1 复材织物动力学仿真计算典型参数
Tab.1 Typical parameters for dynamics simulation of fabric composite

参数类别	受载方式		
	0°拉伸	0°压缩	$\pm 45^\circ$ 循环剪切
弹性参数	E_{11}^0, ν_{12}	$E_{11}^{0(C)}$	G_{12}^0
损伤参数	Y_{11}^0, Y_{11}^C	$Y_{11}^{0(C)}, Y_{11}^{C(C)}, Y_{11}^{R(C)}$	$Y_{12}^0, Y_{12}^C, Y_{12}^R$
	Y_{11}^R, d_{11max}	$d_{11max}^{(C)}$	d_{12max}
塑性参数	—	—	R_0, β, m

表 2 织物复合材料动力学参数试验矩阵
Tab.2 Test matrix on dynamic parameters of fabric composite

试验内容	试验方法	试验参数	试验件设计
0°拉伸	ASTM D3039	弹性和损伤参数	参照 ASTM D3039
0°压缩	SACMA SRM1	弹性和损伤参数	参照 SACMA SRM1
$\pm 45^\circ$ 循环剪切	ASTM D3518	弹性、损伤和塑性参数	参照 ASTM D3518

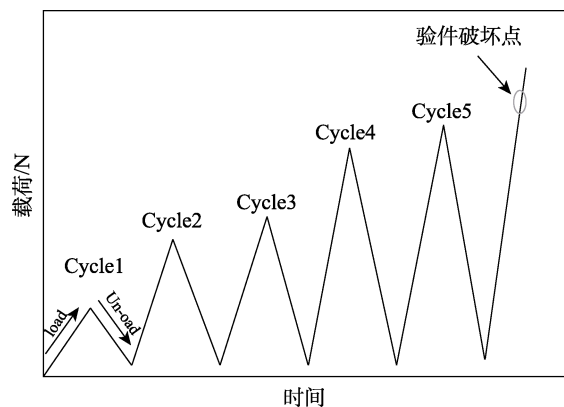


图 1 循环加载示意
Fig.1 Diagram of cyclic loading

1.2 复材本构模型仿真分析与试验对比

试验后对试验原始数据编程处理，得到鸟撞动力学计算分析所需的基本复材参数。应用处理得到的复材动力学参数，采用大型商用软件 Pam-crash 对试样级试验进行仿真计算，得到了复材在拉伸、压缩、 $\pm 45^\circ$ 循环剪切三种受载方式下试验结果与仿真计算结果的对比，如图 3—5 所示。由对比曲线可知，试验结果与仿真结果基本吻合，因此，本试样级试验得到



图 2 ±45°循环加载试验
Fig.2 Cyclic test of ±45°

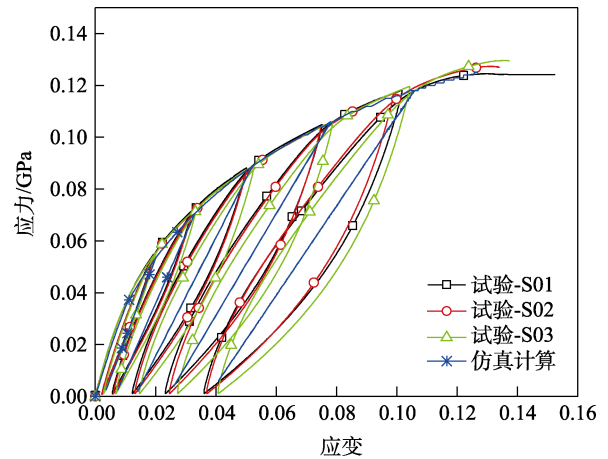


图 5 循环加载±45°剪切仿真计算与试验对比
Fig.5 Contrast between simulation and experiment in ±45° shear of cyclic loading

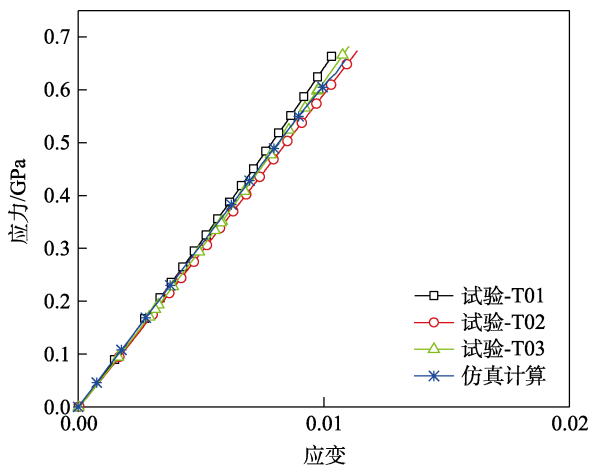


图 3 0°拉伸仿真计算与试验对比
Fig.3 Contrast between simulation and experiment in 0° tension

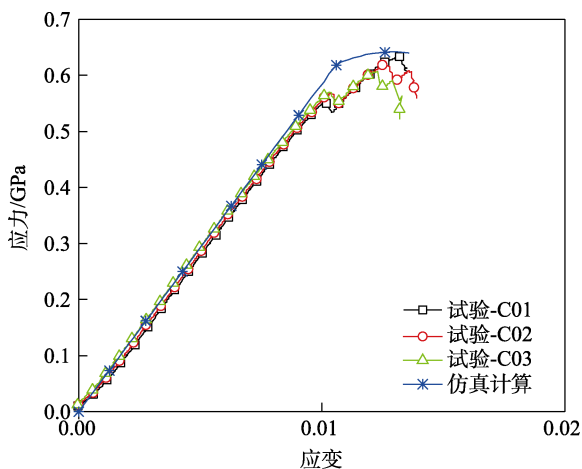


图 4 0°压缩仿真计算与试验对比
Fig.4 Contrast between simulation and experiment in 0° compression

的数据可应用于子部件级、部件级鸟撞动力学仿真分析^[20]。

2 复材尾翼前缘抗鸟撞仿真及试验

2.1 鸟体模型

鸟撞问题属于典型的大变形问题，在分析中对鸟体采用 SPH 算法，该方法可以避免鸟体在高速冲击时产生大的变形和分散飞溅致使计算终止。鸟体的形状采用两端带半球形的圆柱体，鸟体的长度为半径的 4 倍。建模时首先建立鸟体几何模型并将其离散为规则的 SOLID 单元，然后将体单元转化为 SPH 粒子。鸟体的 SPH 粒子模型如图 6 所示。

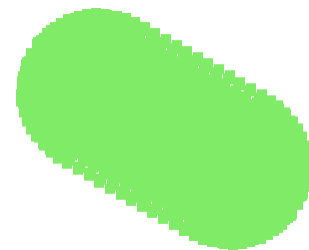


图 6 鸟体的 SPH 粒子模型
Fig.6 SPH model of bird body

2.2 结构有限元模型

建模时考虑到计算效率及结构设计要求，在鸟撞关注区域（前梁之前的结构）采用了较密的网格以模拟结构损伤，在非鸟撞关注的盒段区域采用较粗的网格保证刚度等效即可，完整的有限元模型如图 7 所示。

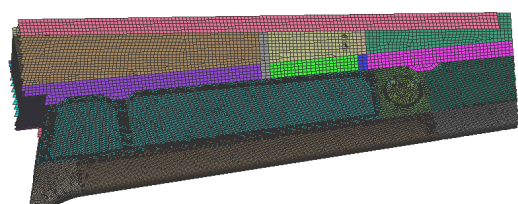


图 7 尾翼前缘结构有限元模型
Fig.7 FE model for empennage leading edge

2.3 鸟撞试验

鸟撞试验原理如图 8 所示,系统主要由鸟体发射系统、加载架系统及信号处理采集系统组成。鸟体速度由气罐压力大小来控制,试验前需将鸟体速度与压力大小进行标定。试验件安装及撞击点如图 9 所示。试验时鸟体首先与前缘发生撞击,将其击穿;然后撞击到辅助梁,辅助梁发生断裂破坏;最后鸟体撞击到复材前梁,前梁发生分层损伤,没有穿透性破坏,结

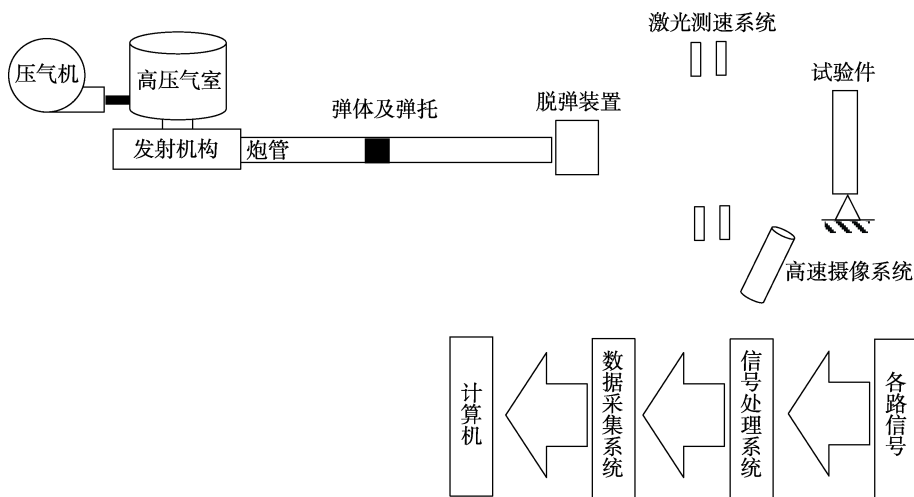


图 8 试验系统原理
Fig.8 Sketch of test system

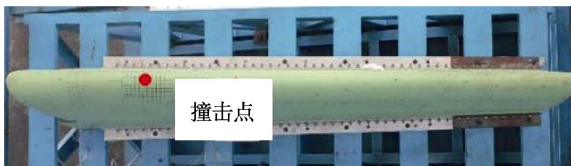


图 9 鸟撞试验安装及撞击点示意
Fig.9 Diagram for bird impact test assembly and location

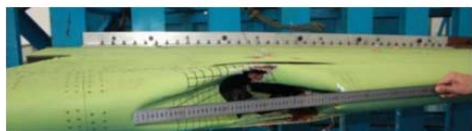
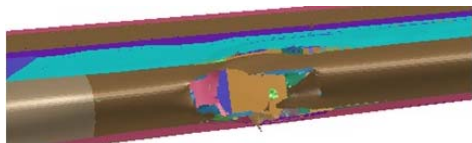


图 10 前缘仿真结果与试验结果对比
Fig.10 Comparison between simulation results and experiment resultsofthe leading edge

前梁仿真分析与试验对比如图 12 所示。结构仿真分析与试验表明前梁均仅发生损伤,未穿透,并且高应力区均发生在前梁 R 区,二者基本吻合;但是仿真表明,前梁口盖左侧的腹板发生的损伤比试验腹板发生的损伤略大,仿真比试验略严酷。这种偏差主要是由于随着鸟体撞击次数的增加(依次撞击前缘、前

构损伤如图 10—12 所示。

2.4 鸟撞仿真结果及试验验证

试验后将试验结果与仿真结果进行了对比分析。试验条件与仿真模拟条件一致,主要包括鸟体质量、鸟撞速度、鸟撞位置和边界约束。前梁及前缘舱梁仿真分析与试验对比如图 10—11 所示。前缘及前缘舱梁结构仿真分析与试验均表明其发生穿透破损,二者吻合性较好。

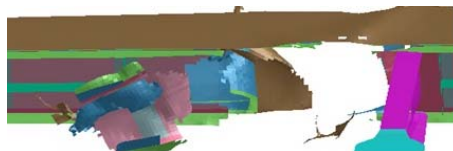


图 11 前缘舱梁仿真结果与试验结果对比
Fig.11 Comparison between simulation results and experiment resultsof leading edgeauxiliary spar

缘舱梁和前梁),其发生反射和折射的随机性越大,仿真模拟难度越来越大,计算精度越来越低导致的。

3 结论

- 1) 复材织物在 0°方向纤维受载时呈现明显的线性特性,而在±45°方向树脂受载时呈现明显的非线性特性,塑性变形更利用结构的吸能。
- 2) 前缘及前缘舱梁的仿真结果与试验结果吻合性较好,前梁损伤仿真比试验略严酷,二者略有差异。这是由于随着鸟体撞击次数的增加,其发生反射和折射的随机性越大,仿真精度越来越低导致的。建议后

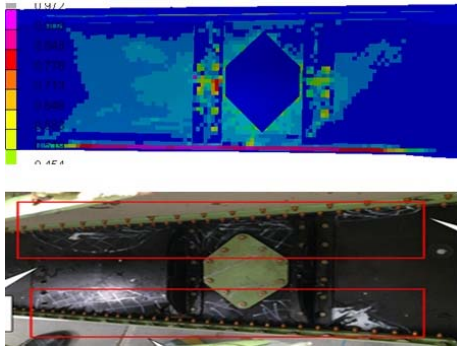


图 12 前梁仿真结果与试验结果对比

Fig.12 Comparison between simulation results and experiment results of front spar

续开展鸟体多次撞击精度研究。

参考文献:

- [1] 梁惠钧. 民用飞机鸟撞的统计资料[J]. 飞机工程, 1993(3): 81-83.
LIANG Hui-jun. The Statistic Data of Bird Impacting with Civil Aircraft[J]. Aircraft Engineering, 1993(3): 81-83.
- [2] 周加良. 我国鸟撞事故统计[J]. 国际航空, 1991(9): 56-57.
ZHOU Jia-liang. The Statistic of Bird Impacting Accident in Our Country[J]. The International Aviation, 1991(9): 56-57.
- [3] 周加良. 飞机鸟撞事故分析、预防及建议[J]. 宁波大学学报, 1994, 7(1): 16-23.
ZHOU Jia-liang. The Analysis, Prevention and Suggestion of the Bird Impacting Accident[J]. The Transaction of Ningbo University, 1994, 7(1): 13-18.
- [4] 粟牧怀, 李海. 减少鸟害事件确保民用航空安全[J]. 民航经济与技术, 2000(6): 52-54.
SU Mu-huai, LI Hai. Reduce the Bird Impacting Accident to Ensure the Security of Civil Aviation[J]. The Economic and Technique of Civil Aviation, 2000(6): 56-57.
- [5] 张志林, 姚卫星. 飞机风挡鸟撞动响应分析方法研究[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 577-580.
ZHANG Zhi-lin, YAO Wei-xing. Research on Dynamic Analysis of Bird Impact on Aircraft Windshield[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(6): 577-580.
- [6] 藏曙光, 武存浩, 汪如洋. 飞机前风挡鸟撞动力响应分析[J]. 航空材料学报, 2000, 20(4): 41-45.
ZANG Shu-guang, WU Cun-hao, WANG Ru-yang. Bird Impact Dynamic Response Analysis for Windshield[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2000, 20(4): 41-45.
- [7] 白金泽, 孙秦. 飞机风挡结构抗鸟撞一体化设计技术研究[J]. 力学与实践, 2005, 27(1): 14-18.
BAI Jin-ze, SUN Qin. Integrated Design Technique of Windshield Against Bird-strike[J]. Mechanics and Practice, 2005, 27(1): 14-18.
- [8] 彭迎风, 腾春明. 飞机风挡鸟撞动响应分析方法研究[J]. 南昌航空工业学院学报, 2003, 17(4): 27-31.
PENG Ying-feng, TENG Chun-ming. Study on Bird Strike Dynamic Response Analysis Method for Aircraft Windshield[J]. Journal of Nanchang Institute of Aeronautical Technology, 2003, 17(4): 27-31.
- [9] 关玉璞, 陈伟, 黄志勇. 一种鸟撞击叶片的切割模型[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 784-786.
GUAN Yu-pu, CHEN Wei, HUANG Zhi-yong. Sliced Model for Bird Impacting Blades[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6): 784-786.
- [10] 陈伟, 高德平, 尹晶. 航空发动机叶片的鸟撞击损伤研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1998, 11(4): 34-39.
CHEN Wei, GAO De-ping, YIN Jing. Study on Damage of Bird Striking with Engine Blade[J]. The Experiment and Study of Gas Turbine, 1998, 11(4): 34-39.
- [11] 瞿承玮, 郑百林. GLARE 层板鸟撞数值模拟分析[J]. 力学季刊, 2007, 28(1): 65-69.
CUI Cheng-wei, ZHENG Bai-lin. Numerical Simulation of Bird Impact on GLARE Laminates[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2007, 28(1): 65-69.
- [12] GEORGIADIS S, GUNNION A J, THOMSON R S, et al. Bird-strike Simulation for Certification of the Boeing 787 Composite Moveable Trailing Edge[J]. Composite Structures, 2008, 86: 258-268.
- [13] SMOJVER I, IVANCEVIC D. Numerical Simulation of Bird Strike Damage Prediction in Airplane Flap Structure[J]. Composite Structures, 2010, 92: 2016-2026.
- [14] MCCARTHY M A. Modeling of Bird Strike on an Aircraft Wing Leading Edge Made from Fibre Metal Laminates-Part 1: Material Modelling[J]. Applied Composite Materials, 2004, 11: 295-315.
- [15] MCCARTHY M A. Modelling of Bird Strike on an Aircraft Wing Leading Edge Made from Fibre Metal Laminates-Part 2: Modelling of Impact with SPH Bird Model[J]. Applied Composite Materials, 2004, 11: 317-340.
- [16] LIU J. Dynamic Response of Bird Strike on Aluminium Foam-based Sandwich Panels[J]. International Journal of Crashworthiness, 2015, 20(4): 325-336.
- [17] REGLERO J A. Aluminium Foam as a Filler for Leading Edges: Improvements in the Mechanical Behavior Under Bird Strike Impact Tests[J]. Material and Design, 2011, 32: 907-910.
- [18] JOHNSON A F, HOLZAPFEL M. Modelling Soft Body Impact on Composite Structures[J]. Composite Structures, 2003, 61: 10-113.
- [19] Engineering Systems International. PAM-CRASHTM VPS 2014 Solver Reference Manual[M]. Paris: Engineering Systems International, 2014.
- [20] 孔令勇, 李娜, 吴志斌, 等. 碳纤维织物材料鸟撞动力学分析参数试样级试验与仿真研究[J]. 科学技术与工程, 2019, 19(4): 17-21.
KONG Ling-yong, LI Na, WU Zhi-bin, et al. Coupon Test and Simulation Study on Bird Strike Dynamics Analysis Parameter of Carbon Fabric Composite[J]. Science Technology and Engineering, 2019, 19(4): 17-21.