

芳纶纤维对飞机尾翼结构抗鸟撞性能影响研究

段丽慧, 黄超广, 杨卫平

(航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要: **目的** 研究飞机尾翼结构采用芳纶纤维复合材料的抗鸟撞性能。**方法** 根据芳纶纤维夹芯和芳纶纤维层合板两种飞机尾翼前缘构型, 分别建立有限元模型进行仿真计算, 分析两种构型鸟撞后的损伤和变形, 并对两种构型进行抗鸟撞性能研究试验。**结果** 芳纶夹芯前缘构型前缘凹陷, 前梁没有破裂; 芳纶层合板前缘构型前缘破裂, 前梁有破损。试验结果与仿真分析结果高度吻合。**结论** 芳纶夹芯前缘构型比芳纶层合板前缘构型具有更好的抗鸟撞性能。芳纶纤维层合板构型会造成前缘蒙皮变形过大, 前梁腹板破损, 导致飞机鸟撞后维修成本较高。

关键词: 芳纶纤维; 层合板; 飞机; 抗鸟撞

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.005

中图分类号: V215

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)09-0026-05

Research on Bird Strike Resistance of Empennage Using Aramid Fiber

DUAN Li-hui, HUANG Chao-guang, YANG Wei-ping

(AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

ABSTRACT: The paper aims to research the bird strike resistance of empennage using aramid fiber. According to the two types of empennage leading edge based on foam sandwich structure and laminate structure both using aramid fiber, the finite element models of empennage structure were simulated to analyze damage and deformation and test the bird strike resistance of the two structures. The leading edge of foam sandwich structure was depressed and the fore beam was not broken. The leading edge of laminate structure and the fore beam both were broken. The test result was in good agreement with simulation. The foam sandwich structure has better effect of bird strike resistance. The laminate structure has higher maintenance cost because of overlarge deformation of leading edge skin and damage of fore beam web.

KEY WORDS: aramid fiber; laminate; aircraft; bird strike resistance

飞机尾翼结构作为飞机上的关键部件, 其抗鸟撞研究是新机研制中一个非常重要的研究课题, 常规的抗鸟撞设计主要有采用金属前缘蒙皮、前缘内设置防鸟撞板等措施。小型飞机受限于尾翼前缘内部空间狭小以及减重问题, 既不能采用金属蒙皮, 又无法在前缘内设置防鸟撞板。为了达到抗鸟撞设计目的, 一种思路是采取具有透波功能的复合材料——高温固化

环氧树脂芳纶纤维。虽然芳纶纤维具有密度低、耐腐蚀、耐冲击等特性, 但是国内尚无采用该材料进行抗鸟撞设计的先例。

文中对采用芳纶纤维复合材料的飞机尾翼结构抗鸟撞性能进行了研究。对芳纶纤维夹芯和芳纶纤维层合板两种构型进行了仿真分析, 并进行了试验验证。结果表明, 芳纶纤维夹芯构型抗鸟撞效果较好,

收稿日期: 2020-07-06; 修订日期: 2020-07-15

Received: 2020-07-06; Revised: 2020-07-15

作者简介: 段丽慧 (1979—), 女, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为动强度。

Biography: DUAN Li-hui (1979—), Female, Master, Senior engineer, Research focus: dynamic strength.

芳纶纤维层合板构型由于变形过大造成前梁腹板损伤, 飞机维修成本较高。

1 结构简介

某型机尾翼结构形式如图 1 所示, 由尾翼前缘及盒段组成。前缘材料采用芳纶纤维, 盒段材料为碳纤维。为了研究尾翼前缘构型对抗鸟撞性能的影响, 设计了两种前缘构型: 芳纶纤维夹芯构型和芳纶纤维层合板构型。两种构型的盒段结构相同, 前缘结构铺层数量和厚度如图 2 和图 3 所示。

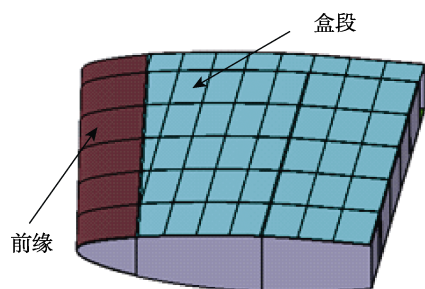


图 1 尾翼结构

Fig.1 Schematic of empennage structure

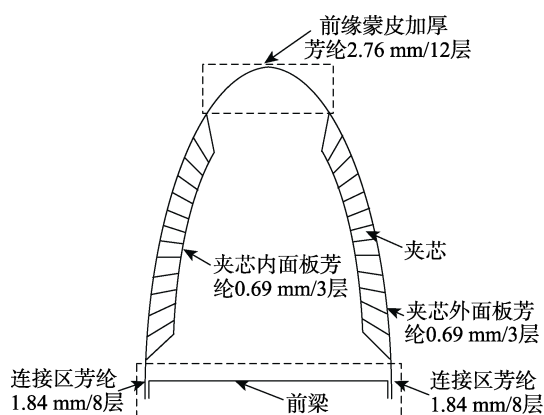


图 2 芳纶纤维夹芯构型

Fig.2 Schematic of the foam sandwich structure

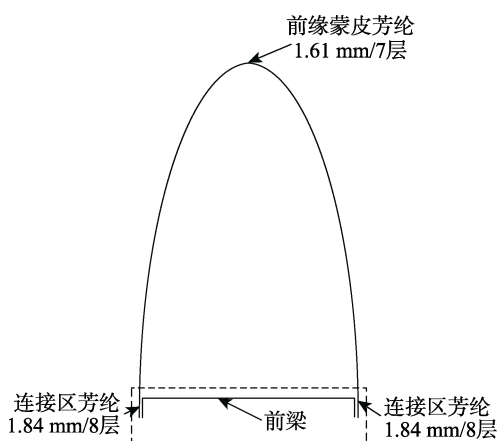


图 3 芳纶纤维层合板结构

Fig.3 Schematic of the laminate structure

2 仿真分析

2.1 鸟体模型

鸟体模型对于鸟撞过程的有限元仿真至关重要, 直接影响计算结果的准确性。文中采用光滑粒子流体动力学 (SPH) 模型, 如图 4 所示。该模型适合于各种速度下的鸟撞分析, 还能够模拟鸟体在鸟撞过程中飞溅现象。鸟体简化形状为两端带半球的圆柱体, 鸟体长度和直径之比为 2:1。鸟体材料模型选用 Murnaghan 状态方程:

$$p = p_0 + B \left[\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^\gamma - 1 \right]$$

式中: p 和 p_0 为现时压力和初始压力; $\frac{\rho}{\rho_0}$ 为现时密度与初始密度的比值, $\rho_0 = 962 \text{ kg/m}^3$; γ 为指数, 取 7.98; B 为体积弹性模量, $B = 128 \text{ MPa}$ 。鸟体撞击速度取 128 m/s 。

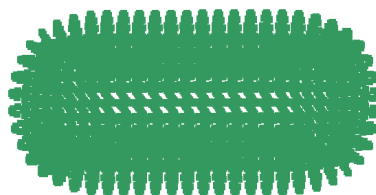
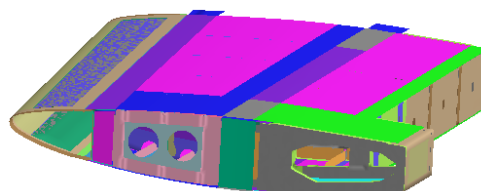


图 4 鸟体模型

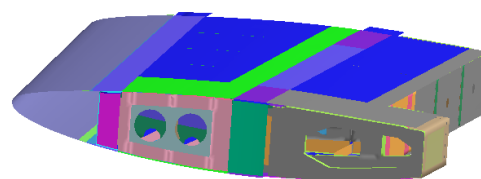
Fig.4 Bird model

2.2 尾翼模型

尾翼两种前缘结构有限元模型如图 5 所示。分析模型中, 蒙皮由二维壳单元模拟, 泡沫芯材由三维体单元模拟, 前缘与盒段之间以及盒段各部件之间的连接采用 Tied 模拟。



a 芳纶纤维夹芯构型



b 芳纶纤维层合板构型

图 5 有限元模型

Fig.5 Finite element model: a) foam sandwich structure; b) laminate structure

2.3 材料属性

前缘材料为芳纶纤维和泡沫夹芯,盒段材料主要为碳纤维织物和单向带,芳纶纤维和碳纤维材料参数均由试验获得,部分参数见表1。失效准则为最大等效应变。

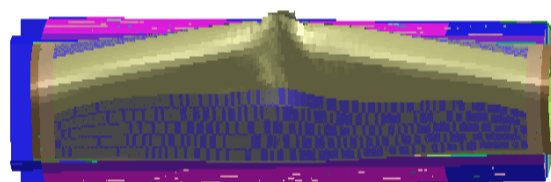
表1 尾翼材料参数

Tab.1 Parameters of empennage material

材料	密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	弹性模量/GPa	泊松比
芳纶纤维织物	1340	34	0.04
碳纤维织物	1530	65	0.05
碳纤维单向带	1560	169	0.31
泡沫	110	0.135	0.37

2.4 仿真结果

采用大型冲击碰撞分析有限元程序 PAM-CRASH



a 前缘 (芳纶夹芯)



c 前缘 (芳纶层合板)

进行鸟撞仿真计算,计算时间为20 ms。鸟体剩余动能曲线如图6所示。芳纶纤维夹芯结构前缘、尾翼盒段前梁破坏形态如图7a、b所示;芳纶纤维层合板结构前缘、尾翼盒段前梁破坏形态如图7c、d所示。

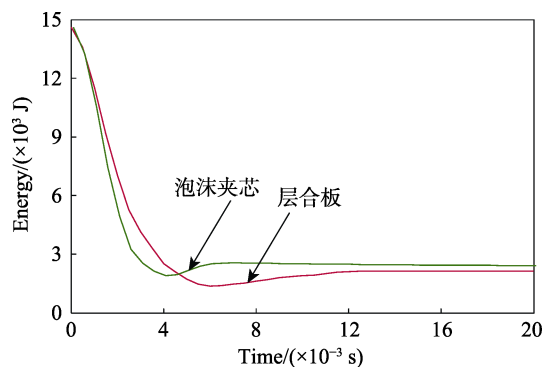
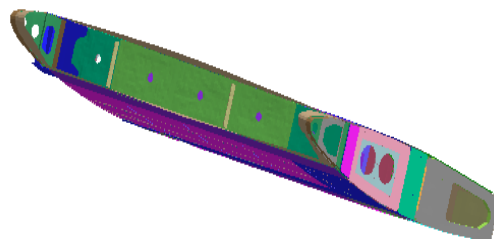
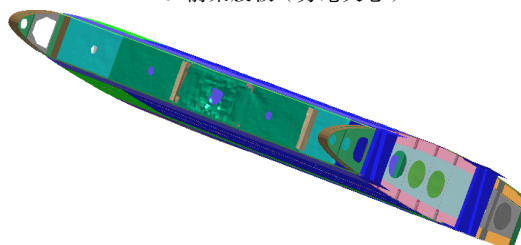


图6 鸟体剩余动能曲线

Fig.6 Residual kinetic energy curve of bird



b 前梁腹板 (芳纶夹芯)



d 前梁腹板 (芳纶层合板)

图7 破坏形态

Fig.7 Failure pattern: a) leading edge (foam sandwich structure); b) fore beam web (foam sandwich structure); c) leading edge (laminated structure); d) fore beam web (laminated structure)

从鸟体剩余动能曲线可以看出,两种构型都能大幅吸收能量,且层合板构型比夹芯构型吸收能量略多一些。从前缘和前梁破坏形态图可以看出,芳纶夹芯前缘构型在鸟撞击后,前缘有大变形,但是尾翼盒段前梁没有破裂。芳纶层合板前缘构型在鸟撞击后,前缘不但有大变形,而且被鸟体穿透,前梁破裂。

3 试验验证及分析

对芳纶夹芯前缘构型和芳纶层合板前缘构型进行地面鸟撞试验,试验速度分别为128.2 m/s和129.1 m/s,满足速度偏差要求。试验结果如图8所示。可以看出,芳纶夹芯前缘构型前缘凹陷,前梁没有破裂;芳纶层合板前缘构型前缘破裂,前梁有破损。两

种构型的试验结果与仿真结果高度吻合。仿真以及试验结果表明,芳纶层合板前缘构型虽然由于变形更大吸能较多,但是前缘支撑刚度较小,前缘变形过大,受限于前缘内狭小的缓冲空间,剩余鸟体撞击尾翼盒段前梁,撞破前梁腹板,从而导致飞机维修成本更高。

4 结论

对采用芳纶纤维复合材料的飞机尾翼结构抗鸟撞性能进行了研究,针对芳纶纤维夹芯和芳纶纤维层合板两种构型,分别建立了有限元模型进行仿真分析并进行了试验验证。仿真及试验结果表明:芳纶夹芯前缘构型比芳纶层合板前缘构型具有更好的抗鸟撞性能;芳纶纤维层合板构型会造成前缘蒙皮

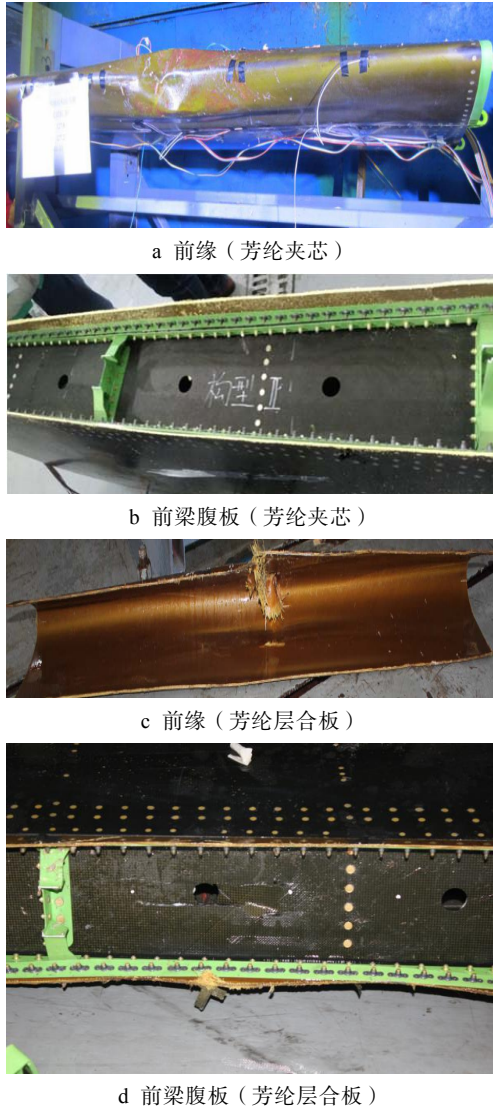


图 8 地面鸟撞试验破坏形态

Fig.8 Failure modes of bird impact test on the ground: a) leading edge (foam sandwich structure); b) fore beam web (foam sandwich structure); c) leading edge (laminated structure); d) fore beam web (laminated structure)

变形过大,造成前梁腹板破损,导致飞机鸟撞后维修成本较高。

文中虽然仅对飞机尾翼结构进行了抗鸟撞性能研究,但是对机翼前缘结构抗鸟撞设计也具有指导作用。

参考文献:

- [1] 赵楠, 薛璞, 李玉龙. 鸟体撞击蜂窝夹层板的动力学响应分析研究[J]. 兵工学报, 2010, 32(1): 184-189.
ZHAO Nan, XUE Pu, LI Yu-long. Study on Dynamic Response of Honeycomb Sandwich Panels Subjected to Bird Strike[J]. Acta Armanmentarii, 2010, 32(1): 184-189.
- [2] 陈园方, 李玉龙, 刘军, 等. 典型前缘结构抗鸟撞性能改进研究[J]. 航空学报, 2010, 31(9): 1781-1787.
CHEN Yuan-fang, LI Yu-long, LIU Jun, et al. Study of Bird Strike on an Improved Leading Edge Structure[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2010, 31(9): 1781-1787.
- [3] 张永康, 李玉龙, 汪海青. 典型梁-缘结构鸟撞破坏的有限元分析[J]. 爆炸与冲击, 2008, 28(3): 236-242.
ZHANG Yong-kang, LI Yu-long, WANG Hai-qing. Finite Element Analysis of Bird Impact Damage to Representative Beam-edge Structure[J]. Explosion and Shock Waves, 2008, 28(3): 236-242.
- [4] 张永康, 李玉龙. 基于改进 BP 神经网络的鸟体材料参数反演[J]. 机械设计与制造, 2010(2): 51-53.
ZHANG Yong-kang, LI Yu-long. The Inversion of Bird's Material Parameters Using Improved BP Neural Network[J]. Machinery Design and Manufacture, 2010(2): 51-53.
- [5] 刘军, 李玉龙, 郭伟国, 等. 鸟体本构模型参数反演: I: 鸟撞平板试验研究[J]. 航空学报, 2011, 33(5): 802-811.
LIU Jun, LI Yu-long, GUO Wei-guo, et al. Parameters Inversion on Bird Constitutive Model: Part I: Study on Experiment of Bird Striking on Plate[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2011, 33(5): 802-811.
- [6] 刘军, 李玉龙, 石膏鹏, 等. 鸟体本构模型参数反演: II: 模型参数反演研究[J]. 航空学报, 2011, 32(5): 812-821.
LIU Jun, LI Yu-long, SHI Xiao-peng, et al. Parameters Inversion on Bird Constitutive Model: Part II: Study on Model Parameters Inversion[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2011, 32(5): 812-821.
- [7] DOLBEER R A, WRIGHT S E, WELLER J, et al. Wild-life Strike to Civil Aircraft in the United States[R]. Washington: FAA, 2009.
- [8] ZHU S H, TONG M B, WANG Y Q. Experiment and Numerical Simulation of a Full-scal Aircraft Windshield Subjected to Bird Impact[R]. AIAA-2009-2575, 2009.
- [9] HASSEN A G, GIRADET Y, OLOYSSON L, et al. Numerical Model for Bird Strike of Aluminum Foam-based Sandwich Panels[J]. International Journal of Impact Engineering, 2006, 32(7): 1127-1144.
- [10] 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 Structure, 2008, 86(1/2/3): 258-268.
- [11] 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.
- [12] MCCARTHY M A, XIAO J R, PETRINIC N, et al. Modeling of Bird Strike on an Aircraft Wing Leading Edge Made from Fibre Metal Laminates-Part 1: Material Modeling[J]. Applied Composite Material, 2004, 11(5): 295-315.

- [13] MCCARTHY M A, XIAO J R, PETRINIC N, et al. Modeling of Bird Strike on an Aircraft Wing Leading Edge Made from Fibre Metal Laminates-Part 2: Modeling of impact with APH bird model[J]. *Applied Composite Material*, 2004, 11(5): 317-340.
- [14] WILBECK J S, BARBER J P. Bird Impacting Loading[J]. *The Shock & Vibration Bulletin*, 1978(2): 115-122.
- [15] BARBER J P, BOEHMAN L I, WILBECK J S. The Modeling of Bird Impact Loads[R]. AD-A065049, 1978.
- [16] JOHNSON A F, PICKETT A K, ROZYCKI P. Computational Methods for Predicting the Impact Damage in Composite Structures[J]. *Composites Science and Technology*, 2001, 61(15): 2183-2192.
- [17] ZHONG Zhi-hua. Finite Element Procedures for Contact-impact Problems[M]. Oxford: Oxford University Press, 1993.
- [18] BARAUSKAS R, ABRAITIENE A. Computational Analysis of Impact of a Bullet Against the Multilayer Fabrics in LY-DYNA [J]. *International Journal of Impact Engineer*, 2007, 34(7): 1286-1305.
- [19] PARK R, JANG J. Effect of Laminate Thickness on Impact Behavior of Aramid Fiber/Vinylester Composites[J]. *Polymer Testing*, 2003, 22 (8): 939-946.
- [20] CHENG M, CHEN W, WEERASOORIYA T. Experimental Investigation of the Transverse Mechanical Properties of a Single Kevlar KM2 Fiber[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2004, 41(22-23): 6215-6232.