

鸟撞载荷下铆接对机翼前缘加强结构的影响分析

李京菁^{1*} 侯 赤² 赵美英²

(1. 上海飞机设计研究院, 上海 201210; 2. 西北工业大学, 西安 710072)

摘 要: 为了提升飞机机翼前缘结构抵抗冲击的能力从而保护机翼内部结构及功能, 工程中提出了各种前缘结构加强方案。而这些加强结构多为非整体结构件, 需将加强结构与原结构组装起来, 考虑到工艺性要求铆钉连接成为最主要的连接方式。虽然铆钉连接的方式操作简单费用较低, 但该种连接方式不可避免地给飞机机翼前缘加强结构带来了一定的初始损伤, 直接影响到了飞机机翼前缘结构的抗冲击能力, 因而未考虑铆钉连接影响的加强结构模型, 无法准确地反映结构在冲击载荷下的实际受载情况。创建了含铆钉的飞机机翼前缘加强结构模型, 该模型建立了铆钉孔同时确定了被连接件间的连接方式, 通过与试验结果的对比验证了该模型的有效性, 含铆钉的飞机机翼前缘加强结构模型能较好地预测前缘结构遭受鸟撞冲击载荷下的损伤情况。

关键词: 机翼; 加强结构; 鸟撞; 铆钉; 仿真分析

中图分类号: V215; TJ765.4

文献标识码: A

OSID:



0 引言

飞机在起飞着陆阶段甚至是在飞机巡航过程中遭受鸟类撞击的事件时有发生^[1-2], 为确保人员安全, 保证飞机能够持续飞行直至安全降落, 因而对飞机可能遭受鸟撞的结构进行抗冲击性能优化至关重要。目前能够用于增强飞机金属机翼前缘结构抗冲击性能的加强方案包括波纹板加强结构、单斜板加强结构、双层蒙皮加强结构以及金属蒙皮复合材料夹心结构等。试验以及数值仿真技术的发展可以更好地研究各类机翼前缘结构加强方案的优越性。

本文主要针对两种机翼前缘结构加强方案, 即单斜板加强结构以及双层蒙皮加强结构, 在遭受鸟体的撞击载荷作用下的损伤状态进行数值模拟。虽然国内外已针对机翼鸟撞做了大量的试验及仿真分析研究^[3-8], 但均未考虑加强结构铆钉连接对鸟撞性

能的影响。有些参考文献中提到了铆钉连接对结构的影响^[9-11], 但只是通过连接算法来模拟铆钉对结构的影响, 未考虑铆钉给结构带来的直接损伤, 因而未能完全反映结构的实际损伤情况。本文将通过与前缘结构加强方案试验结果进行对比, 验证含铆钉的机翼前缘加强结构建模的可靠性, 通过试验对比验证模型在受到冲击载荷后的变形情况是否与实际情况一致。

1 单斜板加强结构前缘鸟撞分析

1.1 单斜板加强结构模型参数

前缘结构示意图见图 1, 前缘结构尺寸为 897 mm × 428 mm × 317 mm, 材料为 2024 铝合金, 蒙皮厚度为 1.6 mm。在数值模拟模型中选用含损伤失效的 JOHNSON-COOK 本构关系模拟蒙皮的动力学性能, 材料参数见表 1。

* 通信作者. E-mail: lijingjing1@comac.cc

引用格式: 李京菁, 侯赤, 赵美英. 鸟撞载荷下铆接对机翼前缘加强结构的影响分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2022(3): 66-71. LI J J, HOU C, ZHAO M Y. Impact analysis of rivet connection towards aircraft wing leading edge reinforced structure under bird-strike load[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2022(3): 66-71 (in Chinese).

表1 铝合金 JOHNSON-COOK 模型参数

弹性模量 /GPa	泊松比 / μ	密度 / $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$	比热容 $c_v/(J/(g \cdot K))$	失效应变	A	B	C	n	m	η	T_{melt}/K
71	0.33	2 780	775	0.17	345	462	0.001	0.25	2.75	1	775

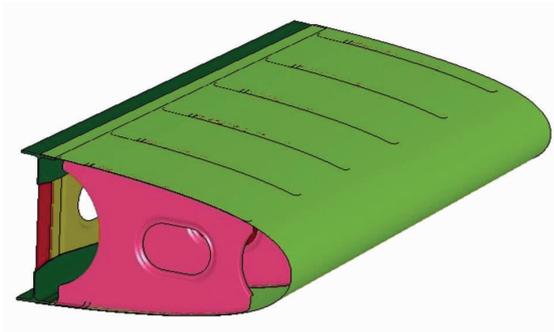


图1 前缘结构有限元模型

鸟弹重 210 g,采用 $\Phi 50 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$ 的明胶圆柱体结构模拟鸟体。鸟弹杨氏模量为 12 000 Mpa;屈服应力为 1.1 Mpa。为准确模拟鸟弹在撞击过程中的压溃状态,采用 SPH 方法模拟鸟弹撞击过程。鸟弹速度为 158 m/s,鸟弹入射方向采用正撞进行验证。

1.2 单斜板加强结构鸟撞试验结果

单斜板加强结构如图 2 所示,其抗鸟撞性能已经得到了分析验证,文中给出了其抗鸟撞能力及结构特点^[3]。但该模型没有考虑铆钉连接形式可能对结果造成的影响。本节将重点针对铆钉连接对该结构在冲击载荷下结构的损伤模式进行模拟分析,验证模型结构的可靠性。

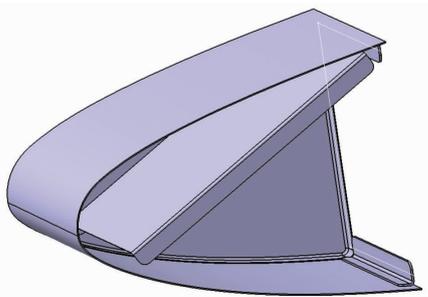


图2 单斜板机翼加强结构示意图

单斜板加强结构试验件在受到 158 m/s 速度下结构的损伤状态如图 3 所示。由于试验中鸟弹稍微偏离结构正中撞击点,因而结构右侧的裂口要比左侧大,蒙皮向结构内部凹陷且裂纹沿蒙皮与隔板铆接位置撕裂。由此可以看出该单斜板结构在冲击载

荷下结构的失效将依赖于结构的连接方式,即结构的铆接连接引起了结构的初始损伤并在受到撞击后较先产生失效最终导致结构破坏,而原有单斜板加强结构模型未考虑铆钉的作用,因而无法获得准确的失效模式。

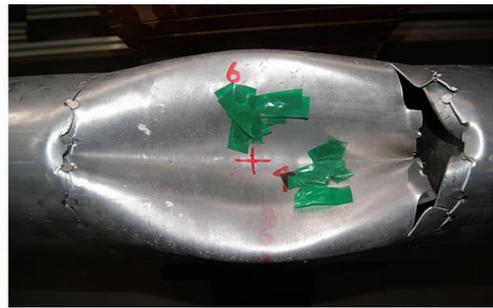


图3 158 m/s 撞击速度下单斜板加强结构试验件损伤状况

1.3 蒙皮铆接处的模拟方法验证

现考虑真实单斜板加强结构在铆钉连接情况下的仿真模型。单斜板加强结构的铆钉为沉头铆钉,文中为了简化结构蒙皮采用壳体单元。为保证结构的可靠性将沉头铆钉的最大直径定义为蒙皮上铆钉孔的直径即 $\Phi 8 \text{ mm}$,而隔板上铆钉孔的尺寸为 $\Phi 5 \text{ mm}$,该模型未将完整的铆钉结构建立起来,而是在冲击部位的影响区域建立了铆钉孔以简化模型,并且采用 TIE 接触算法将其余蒙皮与隔板的连接区域连接起来^[12]。

以铆钉孔及适当的接触算法建立起来的单斜板加强结构鸟撞仿真结果见图 4。在 158 m/s 的冲击速度下,其破坏模式与真实结构受到冲击下的损伤状态存在较大差异,模拟计算中鸟弹直接穿透蒙皮与结构内部的单斜板直接接触,在蒙皮上形成一个孔洞。鉴于 TIE 接触算法使得各部件的连接刚度过大,考虑用其它连接算法模拟隔板与蒙皮的连接方式。

分析试验件在受到冲击载荷下结构的损伤状况,由于使用铆钉将蒙皮与隔板连接到一起,因而蒙皮在遭受撞击载荷时受到铆钉的拉伸载荷作用,且此拉应力集中在铆钉孔周围。蒙皮在鸟弹的撞击作用下向结构内部凹陷,铆钉在这一过程中阻止蒙皮

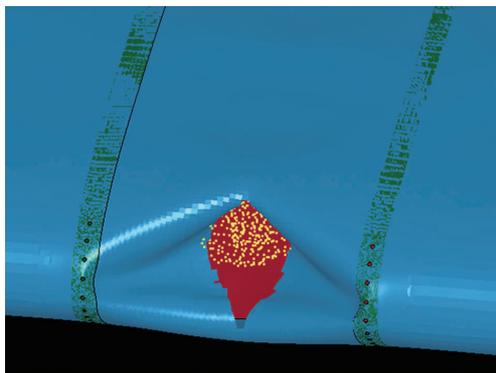


图 4 接触算法一的鸟撞仿真结果

的进一步内凹,因而本文将在蒙皮与隔板各个铆钉孔外侧各节点建立刚性节点与隔板连接以约束蒙皮的移动,同时在隔板与蒙皮相接触处设立面面接触算法限制蒙皮与隔板的侵蚀。重新建立起的模型在 158 m/s 下其损伤情况如图 5 所示,蒙皮内凹,沿铆接痕迹产生裂纹,由于偏撞一侧翼肋与蒙皮接触处裂口较大。由此可以看出改进了的含铆钉孔的单斜板加强结构可以准确地模拟真实试验件的损伤状态。

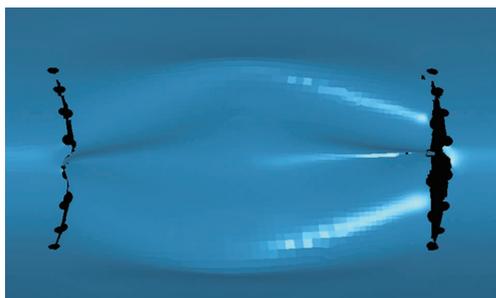


图 5 接触算法二的鸟撞仿真结果

2 双层蒙皮加强结构前缘鸟撞分析

2.1 双层蒙皮加强结构模型参数

该节主要考虑的是双层蒙皮铆钉连接结构的试验验证。双层蒙皮结构见图 6,模型结构尺寸为 820 mm × 390 mm × 220 mm。平尾结构的材料为 2024 铝合金材料。外层蒙皮厚度为 1.016 mm,内层蒙皮厚度为 1.0 mm。在数值模拟模型中采用含状态方程的 JOHNSON-COOK 本构关系模拟结构材料,材料参数不变,见表 1。鸟弹重 3.6 kg(8 lb),密度取 950 kg/m³,鸟弹直径 $\Phi 142.5$ mm。鸟体其它参数与上个鸟体模型参数相同。鸟体撞击结构时的速度为 120 m/s。因尾翼前缘相对于鸟撞入射方向

含一定角度,故本文仿真分析模型也引用这一入射角度,如图 7 所示。

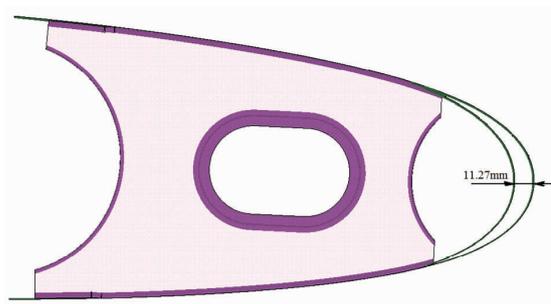


图 6 双层蒙皮尾翼加强结构示意图

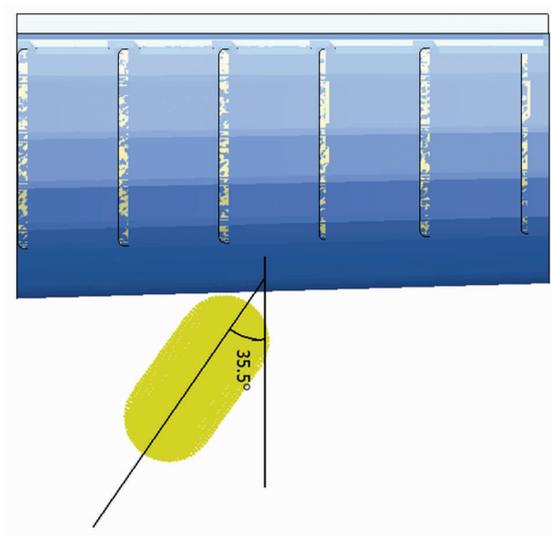
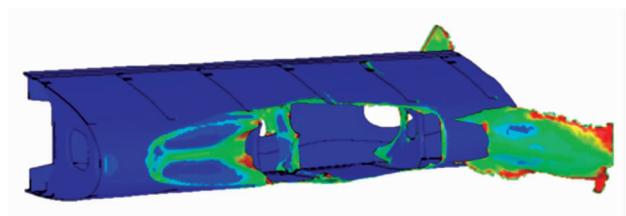
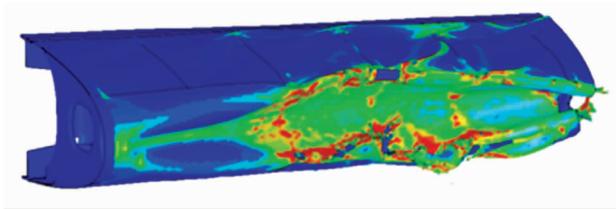


图 7 尾翼结构鸟弹入射方向示意图

设计阶段考虑到不给加强结构带来初始损伤以达到其抗冲击性能的情况下将内外蒙皮用胶黏的形式连接到一起,所以双层蒙皮加强结构首先按照不含铆钉的情况进行建模。图 8 为该结构在受到 120 m/s 的撞击速度下结构的塑性应变图,图中可以看出原形结构在该速度下蒙皮被击穿结构完全失效,而双层蒙皮结构的蒙皮并未击穿,抵御了鸟弹在该速度下的撞击。根据这一结构对这两类结构进行了试验验证。



(a) 原结构



(b)加强结构

图8 120 m/s 的撞击速度下原结构与双层蒙皮加强结构的塑性变形图

2.2 平尾双层蒙皮加强结构试验验证

如图9所示为双层蒙皮加强结构在试验前的状态。结构通过背板脚架固定起来,同时设立了初始入射角度。试验中的鸟体采用8 lb重的活鸡。图10为120 m/s的鸟体撞击速度下结构最终的损伤状态。由于鸟体的斜撞,结构的一端受损严重,由图中可以看出蒙皮完全被撕裂且一端的翼肋也完全被破坏,损伤情况相当严重。这与先前的模拟结果具有很大的差异性。

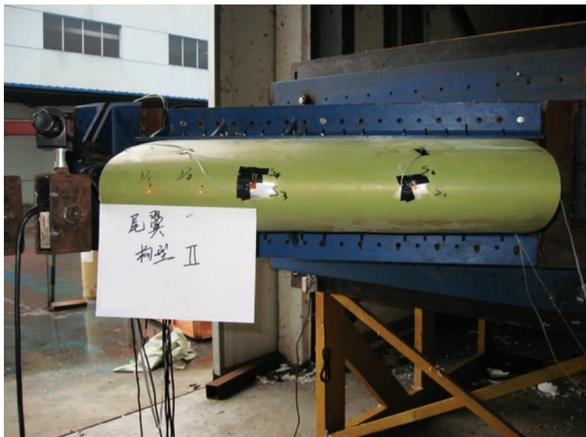


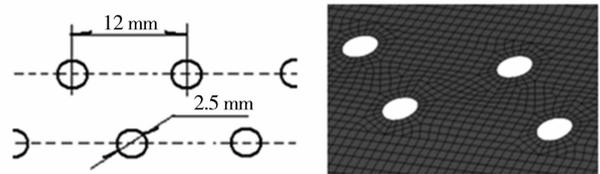
图9 双层蒙皮加强结构试验前状态



图10 双层蒙皮加强结构试验后状态

2.3 双层蒙皮加强结构数值仿真模型及铆钉连接方法的确定

由于工艺性的影响,机翼蒙皮结构与各零部件的连接方式多采用铆钉连接。双层蒙皮结构真实试验件内外蒙皮的连接同样是依靠铆钉连接到一起的。两排铆钉交错排列,钉孔直径为 $\Phi 2.5$ mm,钉孔间距为12 mm,如图11(a)所示,图11(b)为铆钉孔的有限元模型。考虑到模型的简化,仅在模型的撞击影响区域建立铆钉孔。图12为植入铆钉孔的双层蒙皮结构整体构型图。



(a) 双层蒙皮结构 (b) 钉孔的有限元模型

图11 双层蒙皮的铆钉连接图

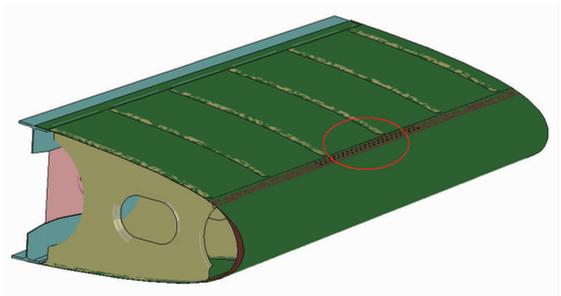


图12 双层蒙皮加强结构铆钉孔

此处铆接的位置与单斜板结构模型不同。在受到鸟体的冲击作用下,该模型内、外蒙皮的铆钉连接处将受到压缩载荷的作用,与蒙皮和隔板连接的受力形式不同。因而在同一个模型中考虑采用两种算法进行对比验证,一种在蒙皮与隔板连接处的接触算法采用同上节方式相同的接触算法二;另一种内、外蒙皮的接触算法则采用TIE接触算法将其余接触区域连接到一起。图13为植入铆钉孔的双层蒙皮加强结构模型受到120 m/s的撞击速度后的仿真结果图,可以看出含铆钉连接结构的尾翼前缘鸟撞仿真结果能更好地反映真实的试验结果。

3 结论

根据机翼前缘加强结构的试验与仿真分析结果可以看出:



(a) 整体结构破坏情况



(b) 隔板破坏情况

图 13 双层蒙皮结构鸟撞仿真结果

1) 铆钉连接无法简单通过 TIE 接触算法模拟,根据单斜板加强结构及双蒙皮加强结构模型更改前后结果的对比发现,通过建立铆钉孔以及 TIEBREAK 接触算法可以有效地模拟结构的铆钉连接状态;

2) 铆钉连接情况下两种加强结构均无法达到预期的抵御鸟体撞击的能力,需要通过改进连接方式以达到抗鸟撞的目的。

参考文献:

- [1] 李卫东. 中国民航飞机鸟击事件统计分析与研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2005.
- [2] 龚伦. 飞机结构的抗鸟撞设计与分析 [D]. 西安:西北工业大学, 2007.
- [3] 王文智, 万小鹏, 郭葳. 一种机翼前缘抗鸟撞结构设计与分析 [J]. 机械设计与制造, 2009, (12):33-35.

- [4] 万小鹏, 龚伦, 赵美英, 等. 基于 ANSYS/LS-DYNA 的飞机机翼前缘抗鸟撞分析 [J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(2):134-138.
- [5] 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(1-3):258-268.
- [6] 赵楠, 薛璞. 机翼前缘结构抗鸟撞分析研究 [J]. 科学技术与工程, 2010, 10(8):1911-1914.
- [7] MCCARTHY M A, XIAO J R, PETRINIC N, et al. Modelling 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.
- [8] 刘军, 李玉龙, 刘元镛. 基于 SPH 方法的叶片鸟撞数值模拟研究 [J]. 振动与冲击, 2008, 27(9):90-93.
- [9] 汪存显, 高豪迈, 龚煦, 等. 航空铆钉连接件的抗冲击性能 [J]. 航空学报, 2019, 40(1):284-296.
- [10] PORCARO R, LANGSETH M, HANSEN A G, et al. Crash worthiness of self-piercing riveted connections [J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35(11):1251-1266.
- [11] HOANG N H, HANSEN A G, LANGSETH M, et al. Structural behaviour of aluminium self-piercing riveted joints: an experimental and numerical investigation [J]. International Journal of Solids and Structures, 2012, 49(23-24):3211-3223.
- [12] 李京菁, 赵美英, 王文智. 机翼前缘抗鸟撞设计仿真方法验证 [J]. 机械科学与技术, 2011(10):1757-1760.

作者简介

李京菁 女, 博士, 工程师。主要研究方向: 结构强度, 冲击动力学, 复合材料力学。E-mail: lijingjing1@comac.cc

侯 赤 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 飞机复合材料结构失效分析与优化设计; 飞行器承载与防热一体化结构设计。E-mail: houchi@nwpu.edu.cn

赵美英 女, 博士, 教授、博导。主要研究方向: 飞机结构强度设计, 复合材料力学。E-mail: meiyingzhao@nwpu.edu.cn

Impact analysis of rivet connection towards aircraft wing leading edge reinforced structure under bird-strike load

LI Jingjing^{1*} HOU Chi² ZHAO Meiyong²

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China;

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: There are some methods to reinforce the aircraft wing leading edge structure to enhance the structure's impact resistance ability and save the inner equipment of the wing. Most of these leading edge reinforcement structures are not integral structures, considering the manufacture requirements riveting is the widely used connection type to joint these enhancement parts. Although the riveting connection method has simple operation and low cost, it inevitably brings some initial damage to leading edge structure, which directly effects the impact resistance ability of the structure. Therefore, the reinforced structure model without considering the influence of rivet connection can not reflect the actual load of the structure under impact load. The article establishes an aircraft wing leading edge reinforced structure model with rivets. The model establishes the rivet-holes and determines the connection mode between the connected parts. The effectiveness of the model was verified by the test results, as that the aircraft wing leading edge reinforced structure model with rivets can calculate the damage of the leading edge structure under bird impact load.

Keywords: aircraft wing; reinforced structure; bird strike; rivet; simulation analysis

* Corresponding author. E-mail: lijingjing1@comac.cc