机翼前缘抗鸟撞设计中的结构选型研究

卢丽金,冯震宙

(航空工业第一飞机设计研究院,西安 710089)

摘要:目的 通过仿真及试验对比六种机翼前缘构型,为机翼前缘发图选型提供参考。方法 以某型飞机机 翼前缘结构选型设计为例,对其抗鸟撞性能进行分析。通过对比复材蒙皮蜂窝结构、复材蒙皮蜂窝加吸能 板结构以及纯金属结构等不同结构形式的质量变化及抗鸟撞吸能特性,发现纯金属结构前缘抗鸟撞性能具 有优势。结果 试验数据与仿真计算结果谱型一致,试验曲线应变峰值为 0.0108,仿真结果应变峰值为 0.0103, 两者相差仅 5%。结论 仿真计算有效,且符合预期要求。

关键词:机翼前缘;数值分析; 鸟撞试验

DOI: 10.7643/ issn.1672-9242.2020.09.014

中图分类号: V215 文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)09-0077-06

Configuration Selection for Design of Bird-strike Resistance of Wing Leading Edge

LU Li-jin, FENG Zhen-zhou (AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

ABSTRACT: The paper aims to provide reference for design of wing leading edge by simulating, testing and comparing six kinds of wing leading edges. With the leading edge of a certain aircraft wing as the example, the bird impact resistance was analyzed. By comparing the mass change and energy absorption characteristics of leading-edge configurations made of several different materials, such as composite skin honeycomb sandwich structure with and without energy absorption board, it was found that the pure metal leading edge had advantages in bird impact resistance. The test data was in line with the result of simulation calculation. The peak strain of the test curve was 0.0108 and that of the simulation result was 0.0103, the difference was only 5%. The simulation results are effective and meet the expected requirements.

KEY WORDS: leading edge; numerical analysis; bird impact test

飞机在研制和使用期间,安全性是所需考虑的 压倒一切要求的首要问题。对于运输类飞机,适航 条例 CCAR-25 中第 25.571 条明确规定^[1]:受到 1.8 kg 重的鸟的撞击(飞机与鸟沿着飞机飞行航迹的相对 速度取海平面 v_c或 2450 m 0.85v_c,两者中的较严重 者),造成结构损伤的情况下,必须能够成功地完成 该次飞行,即结构变形不应影响结构内各种装置的 工作。 鸟撞是一种突发性和多发性的飞行事故,一旦碰上,往往会造成灾难,直接威胁着空勤人员及旅客的 生命安全,造成巨大损失。鸟撞先例是在 1912 年, 在美国加州的长滩,一只海鸥飞进了一架刚起飞的莱 特飞机的控制系统,飞机坠入大海。在 2006 年 11 月, 我国一架歼 7 飞机在降落时,遭遇鸽群撞击,导致飞 机迫降失败,造成飞行员牺牲。由此可见,鸟撞问题 是飞机结构设计安全保证中必须考虑的重要内容之

Received: 2020-07-06; Revised: 2020-07-13

Biography: LU Li-jin (1976—), Female, Master, Senior engineer, Research focus: structural dynamics and environmental testing technique.

收稿日期: 2020-07-06; 修订日期: 2020-07-13

作者简介:卢丽金(1976—), 女,硕士,高级工程师,主要研究方向结构动力学、环境试验技术。

一,而提高结构抗鸟撞性能最直接的方法就是选用抗 鸟撞性能合理的结构布局、细节设计及材料^[2-4]。与 此同时,在抗鸟撞设计中,采用成熟的先进技术,充 分利用同类型飞机结构的继承性和国内现有航空工 业技术基础,以降低研制风险和研制成本,并控制结 构的质量及强度,最终完成结构选型设计^[5-20]。

1 计算模型

1.1 结构模型

文中分析的结构模型来自机翼前缘抗鸟撞方案

设计模型,共6种状态,分别为复材蒙皮蜂窝夹芯结构(12、14层)、复材蒙皮蜂窝夹芯+单/双斜吸能板结构和铝合金蒙皮(不同厚度)+前墙结构。结构中主要包括蒙皮、隔板、以及挡板或前墙等结构组成。 各部件几何参数及计算状态见表1。

1.2 有限元模型

有限元模型中蒙皮、吸能板、前墙及隔板结构由 二维单元构成,蜂窝芯用三维单元,鸟体采用 SPH 单元模拟。根据前缘结构不同,共分建 6 个计算模型, 见表 2。模型的边界条件以前缘蒙皮后端固支。

| Tab.1 Component parameters and calculation of state | | | | | | |
|--|---------------|--------------|---|------------|--|--|
| 计算状态 | 前缘结构 | | 材料牌号及铺层 | 厚度/mm | | |
| 1 | 复材面板 12 层 | MXB7668/7781 | 45/0/-45/90/45/0/h/0/45/90/-45/0/45 | 2.892 | | |
| | 蜂窝夹芯 | | HRH-10/0X-3/16-3.0 | | | |
| n | 复材面板 14 层 | MXB7668/7781 | -45/45/0/-45/90/45/0/h/0/45/90/-45/0/45/-45 | 3.374 | | |
| 2 | 蜂窝夹芯 | | HRH-10/0X-3/16-3.0 | | | |
| | 复材面板 | | 复材面板及蜂窝同 I-1 | 2.892 | | |
| 3 | 蜂窝夹芯 单斜吸能板 | | 7075-T62 | 1.6 | | |
| | 复材面板 | | 复材面板及蜂窝同 I-1 | 2.892 | | |
| 4 | 蜂窝夹芯 双斜吸能板 | | 7075-T62 | 1.6 | | |
| 5 | 铝合金蒙皮 前墙结构 | | 7075-T62 | 1.4 1.6 | | |
| 6 | 铝合金蒙皮 前墙结构 | | 7075-T62 | 1.6 | | |

表 1 部件参数及计算状态

表 2 计算状态有限元模型

Tab.2 Finite element model on calculation of state

| 状态 | 构型 | 有限元模型 | 状态 | 构型 | 有限元模型 |
|----|----------------|--------|----|----------------|--------|
| 1 | 复材蒙皮 12 层 | | 2 | 复材蒙皮 14 层 | |
| 3 | 内加单斜板 | | 4 | 内加 双斜板 | |
| 5 | 金属蒙皮 1.4 mm | 222222 | 6 | 金属蒙皮 1.6 mm | 222222 |

1.3 材料模型

文中鸟体本构模型采用 Murnaghan 状态方程,如 式(1) 所示:

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

式中: p_0 和p为初始和现时压强; ρ_0 和 ρ 为初

始和现时密度; $B 和 \gamma$ 为参数, 文中取 B = 0.128 GPa, $\gamma = 7.98$ 。

金属蒙皮、吸能板、隔板及前墙等铝合金材料模型采用带失效模式的弹塑性材料模型,选择最大塑性 应变为破坏准则,但没考虑材料的应变率效应,所涉 及的材料见表 3。

| Tab.3 | Parameters | of construct | ion mate | erial | | |
|--------------------|------------|-------------------------|----------|-------|--------------------------|--|
| 结构名称 | 选用材料 | $ ho/(kg \cdot m^{-3})$ | E/GPa | μ | $\varepsilon_{\rm f}/\%$ | |
| 金属蒙皮、前墙、 隔板、吸能板 | 7075-T62 | 2800 | 69 | 0.33 | 0.12 | |

结构材料条料

玻璃纤维蜂窝结构、纤维铺层本构采用改进的 Ladeveze 复合材料模型。该模型以复合材料铺层的基 体开裂、纤维断裂和纤维/基体界面松解为损失模式。 材料参数见表 4 和表 5。

表 4 HRH-10-1/8-3.0 蜂窝材料参数 Tab.4 Parameters of HRH-10-1/8-3.0 honeycomb material

| | 压缩强 _ 度/MPa | L向 | 剪切 | W向剪切 | |
|------------|---------------------|------|------|------|------|
| 规格 | | 强度/ | 模量/ | 强度/ | 模量/ |
| |), X /1111 u | MPa | MPa | MPa | MPa |
| HRH-10/0 | 1 93 | 0.62 | 15.7 | 0.62 | 31.3 |
| X-3/16-3.0 | 1.75 | 0.02 | 15.7 | 0.02 | 51.5 |

表 5 MXB7668/7781 材料力学性能

| Tab.5Mechanical properties of MXB7668/7781 material | | | | | | | |
|---|-------|-------|-------|-------|--|--|--|
| 材料夕积 | 拉伸强 | 拉伸模 | 压缩强 | 压缩模 | | | |
| 初件石协 | 度/MPa | 量/GPa | 度/MPa | 量/GPa | | | |
| 7781 玻璃纤维 | 324 | 21.4 | 372 | 21.4 | | | |

2 抗鸟撞性能分析及对比

2.1 判据简介

根据能量守恒原则, 鸟撞时, 鸟体一般都会穿透 前缘蒙皮, 进而与内部主承力结构发生作用。为了使 内部结构受到尽可能小的损伤, 那么前缘蒙皮、吸能 挡板及前墙或隔板就应该在鸟撞过程中尽可能多地 吸收鸟体动能。因此文中通过对比蒙皮、吸能板以及 前墙或隔板的吸能情况及吸能效率η来比较6种状态 的抗鸟撞性能。

$$\eta = \frac{E_0 - E_t}{E_0} \times 100\%$$
 (2)

式中: E_0 为鸟体初始动能; E_t 为鸟体剩余动能。

η越大,说明蒙皮、吸能挡板及前墙或隔板吸收 的鸟体动能越多,则鸟体剩余的动能就越小,那么对 于内部主承力结构的损伤就越小,反之,则损伤越大。 也就是说,η越大,蒙皮的抗鸟撞性能就越好。

2.2 抗鸟撞性能分析对比

采用 PAM-CRASH 软件对所建立的有限元模型 分别进行抗鸟撞性能分析,得到分析结果如图 1 和图 2 所示。前缘蒙皮、吸能挡板、前墙、能量的吸能效 率及质量对比见表 6。由分析结果可以得到以下结论: 6 种状态中,只有铝合金蒙皮前缘结构没被鸟体击穿, 其余两种构型均被击穿;原始构型 12 层复材蒙皮吸 能率约 20%,复材蒙皮增加两层后吸能率约 25%;复 材纤维蜂窝加单吸能板和铝合金蒙皮加前墙结构吸 能效率为 100%;复材纤维蜂窝加单吸能板相对于铝 合金蒙皮加前墙结构减重 0.6%,二者吸能效率一致, 但是复材蒙皮穿透;铝合金蒙皮加前墙结构中,单斜 板比双斜板减重约 2.4%。



Fig.1 Kinetic energy change curve of bird

表 6 分析结果 Tab 6 Analysis result

| 前後均利 | 状态 — | 分析结果 | | | | |
|-----------------------------------|-----------|--------|-------|-----------|--------|--|
| 间缘构型 | | 蒙皮损伤情况 | 斜板/前墙 | η /% | 质量变化/% | |
| 复材面板 | 12 层 | 破坏 | — | 20 | 0 | |
| 蜂窝夹芯 | 14 层 | 破坏 | | 25 | 15.1 | |
| 复材面板蜂窝夹芯+ | 单斜板 | 破坏 | 塑性变形 | 100 | 24.6 | |
| 吸能板蒙皮 | 双斜板 | 破坏 | 破坏 | 80 | 28.6 | |
| 坦 人 人 善 中 」 前 神 | 蒙皮 1.4 mm | 破坏 | 塑性变形 | 100 | 25.4 | |
| 山口 並 豕 反 ⁺ 則 垣 | 蒙皮 1.6 mm | 破坏 | 塑性变形 | 100 | 28.6 | |



图 2 抗鸟撞性能有限元分析

Fig.2 Finite element analysis of bird impact resistance: a) state 1; b) state 2; c) state 3; d) state 4; r) state 5; f) state 6

3 计算方法验证

为了验证计算方法及结果的正确性,设计并开展 试验,并与仿真结果进行对比。6种状态的试验结果 如图 3 所示,可以看出,计算结果合理有效。

文中选取状态 6 典型应变时程曲线,图 4a 为试验曲线,图 4b 为仿真结果。二者谱型一致,试验曲

线应变峰值为 0.0108, 仿真结果应变峰值为 0.0103, 两者相差仅 5%。

4 结论

文中通过建立 6 种状态某型飞机机翼前缘结构 的有限元模型,对其抗鸟撞特性进行了分析对比,并











e 状态 5

f 状态 6

图 3 抗鸟撞试验结果 Fig.3 Bird impact test results: a) state 1; b) state 2; c) state 3; d) state 4; r) state 5; f) state 6



图 4 试验与仿真应变时程曲线对比 Fig.4 Comparison of test and simulation strain time history curve

通过试验验证分析结果准确性,得出以下结论供飞机 机翼前缘结构设计参考。

1) 计算分析 6 种状态中, 铝合金蒙皮加前墙的 机翼前缘构型和复材蒙皮蜂窝结构加单吸能板构型 前缘蒙皮虽破坏, 但仅局部破坏, 不会影响前缘内部 结构安全。

2)复材纤维蜂窝加单吸能板相对于铝合金蒙皮 加前墙结构减重 0.6%,二者吸能效率一致,但是复 材蒙皮穿透。铝合金蒙皮加前墙结构中,蒙皮 1.4 mm 比蒙皮 1.6 mm 减重约 2.4%,因此,结合工艺、成本 因素以及质量,机翼前缘构型抗鸟撞性能较好的为铝 合金蒙皮 1.4 mm 加前墙的结构形式。

参考文献:

- CCAR-25,运输类飞机适航标准[S]. CCAR-25, Airworthiness Standards for Transport Aircraft[S].
- [2] 贾建东. 飞机典型结构抗鸟撞设计与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
 JIA Jian-dong. Design and Analysis of Typical Aircraft Structures Against Bird Impaction[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.

- [3] 刘洋. 复合材料蜂窝夹芯结构鸟撞分析及优化设计[D]. 西安:西北工业大学,2011.
 LIU Yang. Bird Impact Analysis and Optimization Design of Composite Honeycomb Sandwich[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2011.
- [4] 李玉龙,石霄鹏.民用飞机鸟撞研究现状[J].航空学报,2012,33(2):189-198.
 LI Yu-long, SHI Xiao-peng. Investigation of the Present Status of Research on Bird Impacting on Commercial Airplanes[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2012, 33(2):189-198.
- [5] 刘军,李玉龙,郭伟国,等. 鸟撞 45#钢平板动响应试验研究[J]. 振动与冲击, 2013, 32(4): 15-20.
 LIU Jun, LI Yu-long, GUO Wei-guo, et al. Tests for Bird Striking on Plate Made of 45# Steel[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(4): 15-20.
- [6] MCCARTHY M A. Modeling of Bird Strike on an Aircraft Wing Leading Edge Made from Fibre Metal Laminates Part 1: Material Modeling[J]. Applied Composite Materials, 2004, 11(5): 295-315.
- [7] 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): 1671-1815.
 ZHAO Nan, XUE Pu. Analysis of Bird strike Resistance for Wing Leading Edge of Aircraft[J]. Science Technology and Engineering, 2010, 10(8): 1671-1815.
- [8] 毋玲, 郭英男, 李玉龙. 蜂窝夹芯雷达罩结构的鸟撞数 值分析[J]. 爆炸与冲击, 2009, 29(6): 642-647.
 WU Ling, GUO Ying-nan, LI Yu-long. Bird Strike Simulation on Sandwich Composite Structure of Aircraft Radome[J]. Explosion and Shock Waves, 2009, 29(6): 642-647.
- [9] HANSSEN A G,GIRARD Y, OLOVSSON L. A Numerical Model for Bird Strike of Aluminium Foam-based Sandwich Panels[J]. International Journal of Impact Engineering, 2006, 32(7): 1127-1144.
- [10] 米保卫,赵美英. 机翼复合材料张力蒙皮结构抗鸟撞 分析[J]. 计算机仿真, 2010, 27(2): 22-25.
 MI Bao-wei, ZHAO Mei-ying. Analysis of Anti-Bird Strike for Composite Material Tensor Skin Wing Structures[J]. Computer Simulation, 2010, 27(2): 22-25.
- [11] 刘军,李玉龙,石香鹏. 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 Xiang-peng, et al. Parameters Inversion on Bird Constitutive Model Part II: Study on Model Paremeters Inversion[J].Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2011,32(5): 812-821.
- [12] 朱书华,童明波,王跃全.某型飞机风挡鸟撞试验与数 值模拟[J].应用力学学报,2009,26(3):444-449. ZHU Shu-hua, TONG Ming-bo, WANG Yue-quan. Experiment and Numerical Simulation for Impact on Aircraft Windshield[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2009, 26(3): 444-449.
- [13] PAHANGE H, ABOLBASHARI M H. Mass and Performance Optimization of an Airplane Wing Leading

Edge Structure Against Bird Strike Using Taguchi -Based grey Relational Analysis[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(4): 934-944.

- [14] 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.
- [15] SMOJVER I, IVANCEYIC D. Numerical Simulation of Bird Strike Damage Prediction in Airplane Flap Structure[J]. Composite Structure, 2010, 92(9): 2016-2026.
- [16] AUDIC S, BERTHILLIER M, BONINI J, et al. Prediction of Bird Impact in Hollow Fan Blades[R]. AIAA-2000-3201, 2000.
- [17] 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 Struc-

tures, 2008, 86(1/2/3): 258-268.

- [18] 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 Strike Damage to Representative Beanr Edge Structure[J]. Explosion and Shock Waves, 2008, 28(3): 236-242.
- [19] 张永康, 李玉龙. 确定鸟体材料参数的反演方法[J]. 航空计算技术, 2007, 37(6): 1-4.
 ZHANG Yong-kang, LI Yu-long. Back Analysis of Bird Material Parameter[J]. Aeronautical Computing Technique, 2007, 37(6): 1-4.
- [20] 赵楠,薛璞,李玉龙. 鸟体撞击蜂窝夹层板的动力学相应分析研究[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]. Actr Armanmentrarii, 2010, 32(1): 184-189.