DOI: 10.11883/bzycj-2017-0407

某型飞机机翼前缘抗鸟撞结构设计与试验验证*

任冀宾[1,2],王 斌[2],王 振[1],刘 军[1],索 涛[1],李玉龙[1]
(1.西北工业大学航空学院航空结构工程系,陕西 西安 710072;
2.航空工业第一飞机设计研究院,陕西 西安 710089)

摘要:针对某型飞机机翼前缘抗鸟撞性能不满足适航要求的问题,采用"数值仿真-试验验证-再仿真"的研究思路,对该结构进行了抗鸟撞优化设计。首先,通过有限元数值仿真,分别对具有三角板结构和前墙结构的两种新型前缘结构抗鸟撞能力进行了分析。仿真结果表明:具有前墙结构的机翼前缘抗鸟撞能力优于原始结构和带三角板结构的机翼前缘;在鸟撞过程中,这种具有前墙结构的机翼前缘通过利用破损蒙皮继续变形吸能的方式提高了结构的抗鸟撞性能。基于此,对带前墙结构的机翼前缘进行了抗鸟撞试验,一方面验证了数值模拟方法的准确性,另一方面验证了前墙结构的抗鸟撞效果。最后,采用数值仿真方法对带前墙结构的机翼前缘结构进行了参数分析,得到了前缘蒙皮厚度和前墙厚度与结构抗鸟撞性能的关系,并基于结构承载和抗鸟撞能力的综合要求,确定了最终结构参数。分析表明,优化后的机翼前缘结构不仅满足抗鸟撞要求,而且实现结构减重 30%。

关键词:机翼前缘;抗鸟撞设计;前墙结构;试验验证
中图分类号:O383;V214.6 **国标学科代码**:13035 **文献标志码**:A

近年来,随着航空事业的飞速发展,鸟撞事故对于飞行安全的威胁也与日俱增。从 1990 年到 2009 年的 20 年间,美国联邦航空管理局共接到 89 727 起动物撞击事件报告,其中 97.4%为航空器鸟撞事故,鸟撞事故共造成超过 3 亿美元的经济损失和巨大的人员伤亡[1]。近年来,中国的鸟撞事故呈明显的逐年递增势态[2]。而鸟撞试验方面的花费十分昂贵[3],合理准确的鸟撞数值分析能预先指导飞机结构抗鸟撞设计,可极大降低飞机研发费用,因此学者们对鸟撞的数值分析开展了大量的研究工作。

真实结构的鸟撞问题是一个高度非线性的冲击动力学问题,鸟体与撞击目标间存在很强的耦合作用。在鸟撞耦合解法中,较常用的方法是用实体 Lagrange 单元来模拟鸟体,Zhu 等[4]采用这种方法对一种风挡结构的鸟撞响应进行了计算,Smojver 等[5]用这种方法对一种副翼结构进行了鸟撞模拟。Hanssen 等[6]对鸟撞泡沫夹芯板进行了数值模拟,鸟体采用 ALE 算法,即 Lagrange 方法与 Euler 方法的组合,计算结果与试验结果比较符合。

Audic 等[7]在研究发动机叶片鸟撞响应过程中将光滑粒子流体动力学(smoothed particle hydrodynamics,SPH)方法引入计算过程,计算结果较好地预测了叶片的变形。Georgiadis 等[8]利用 SPH 方法对 Boeing787 的活动后缘进行了鸟撞分析,赵楠等[9]则利用该方法研究了不同结构蜂窝夹层板的鸟撞响应。陈园方等[10]研究了使用不同蒙皮(铝合金、纤维金属层板)的前缘结构在鸟撞作用下的变形破坏模式及吸能效果。

张永康等[11-12]、刘军等[13-14]则对鸟体本构参数进行了一系列的研究。他们利用鸟撞平板试验,并使用神经网络方法对试验中鸟体的 Murnaghan 状态方程本构模型参数进行了反演,将反演得出的参数代入模型加以计算。模拟结果与试验结果比较吻合,所得参数为以后的鸟撞计算提供了参考。

虽然鸟撞的相关研究较多,但大多数结构鸟撞分析未经过试验验证,仅为理论分析或者数值模拟。

* **收稿日期**:2017-11-10;**修回日期**:2018-03-27
基金项目:国家自然科学基金项目(11527803,11522220,11772268,11372256)
第一作者:任冀宾(1978—),男,硕士,研究员,walker21@126.com;
通信作者:索 涛(1979—),男,博士,教授,suotao@nwpu.edu.cn。

本文中根据某型飞机前缘实际结构进行抗鸟撞结构设计，并通过试验验证本文模拟方法的合理性，根据验证后的数值模型进行前缘结构参数分析，以期本文模拟方法、试验结果和参数分析结果可为以后的抗鸟撞设计工作提供参考。

1　某型飞机机翼前缘抗鸟撞初步设计

《运输类飞机适航标准(CCAR-25-R4)》中明确规定[15]，机翼结构受到质量为 1.80 kg (4 磅)的鸟的撞击后飞机仍必须能够成功地完成该次飞行。而机翼前梁腹板内部即为油箱等结构，若鸟体击穿了前梁腹板，可能会发生机毁人亡的重大事故，因此前梁腹板是否损伤可作为本文判断结构抗鸟撞能力是否满足要求的依据。根据适航标准要求，对于本文所研究的某型飞机，鸟体相对于结构的速度应为 120 m/s。

2　数值模拟

2.1　方法介绍

本文中所涉及数值模拟均在非线性动力学软件 PAM-CRASH 中完成，采用 SPH 方法模拟鸟撞过程，采用 Murnaghan 状态方程描述鸟体的材料力学本构，即：

$$p = p_0 + B[(\rho/\rho_0)^{\gamma} - 1] \tag{1}$$

根据刘军等[14]研究结果可知式(1)中 $B = 9.3$ GPa，$\gamma = 7.14$，计算中认为初始状态为无压力状态，因此 p_0 数值取为零，鸟体的 SPH 模型如图 1 所示。

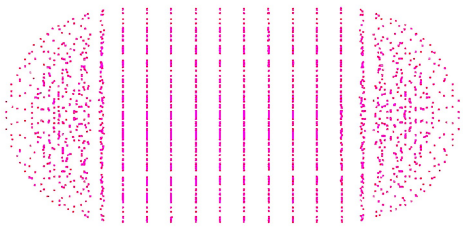


图 1　鸟体 SPH 模型

Fig. 1　The SPH model of the bird

2.2　原始结构鸟撞分析

某型飞机机翼前缘某段结构有限元模型如图 2 所示，整体结构均采用壳单元划分网格。该结构展向长度为 2 m，前梁高度为 0.47 m，后掠角为 5.2°，前缘内共有 6 个肋板等间距分布，间隔为 0.28 m。蒙皮厚度为 1.0 mm，肋板厚度为 1.2 mm，前梁腹板厚度为 2.0 mm，蒙皮与肋板的结构材料均采用铝合金 7075-T62，梁腹板采用铝合金 7050-T7451。本文中采用 Johnson-Cook 模型，并选取不同应变率下的实测应力应变曲线描述铝合金的材料力学响应。

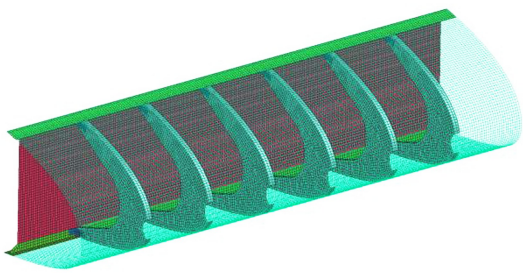


图 2　机翼前缘结构示意图

Fig. 2　Schematic structure of the wing edge

对上述结构进行鸟撞计算，撞击位置为第 3、4 肋板中间。前缘结构内部安置有机载设备，因此鸟体若击穿蒙皮会导致部分设备无法正常运转，以前梁腹板不被击穿且鸟体粒子进入前缘结构比例(以下简称进鸟量)不超过 3%为要求进行结构抗鸟撞分析。经过计算发现，在不改变前缘结构原始构型的前提下，蒙皮厚度增大至 2.4 mm 时，机翼前缘结构进鸟量为 3.0%，结构满足鸟撞要求。

2.3　抗鸟撞结构设计

虽然增大蒙皮厚度可以达到抗鸟撞要求，但因此付出的重量代价较大，因此本文中对上述机翼前缘结构进行结构设计，在达到抗鸟撞要求的同时降低前缘的结构重量。

本文中先后设计 2 种结构，分别为三角板结构和前墙结构。三角板结构形式如图 3 所示，三角板翻边与蒙皮和肋板连接，旨在通过三角板对鸟体的切割作用疏导鸟体动能。对上述结构进行鸟撞分析，撞击位置和鸟体速度与原结构相同。蒙皮厚度为 1 mm，肋板厚度为 1.2 mm，梁腹板厚度为 2 mm，三角板初始厚度为 2 mm，计算后发现上述厚度的三角板结构无法提供较好的抗鸟撞效果，增大三角板厚度至 3.0 mm 时，前缘结构进鸟量为 2.5%，机翼前缘结构满足抗鸟撞要求。

撞击后前缘结构形貌如图 4 所示，从图 4 可以看出鸟体击穿蒙皮后撞击至三角板结构，三角板结构由于角度较大，其刚度不足以在鸟撞过程中维持其外形，因而发生了向内的弯曲，随后三角板前端出现裂缝，少量鸟体进入前缘结构。

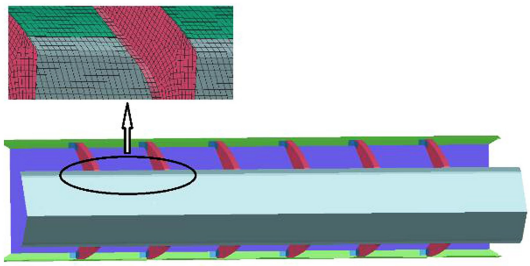


图 3　三角板结构

Fig. 3　Schemactic structure of the angular plate

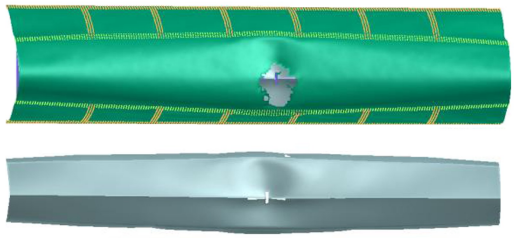


图 4　三角板结构鸟撞后的形貌

Fig. 4　The angular plate after bird strike

鸟体姿态变化如图 5 所示，相邻鸟体姿态截取的时间间隔均为 1 ms。从图 5 可以看出，鸟体撞击至三角板时，三角板起到了分割鸟体的作用，但随着鸟体继续与三角板发生撞击，三角板由于自身刚度较弱发生弯曲变形，无法对鸟体继续起到分割和疏导的作用。随后，三角板依靠自身变形吸收鸟体动能，背离了三角板结构的设计初衷。



图 5　鸟体姿态的变化

Fig. 5　Change of the bird posture

三角板结构由于角度较大，航向刚度较弱，无法较好地起到分割与疏导鸟体的作用。若要通过减小三角板厚度以降低整体结构重量，则必须减小三角板角度以提高其刚度，但三角板须同时防护前缘主要撞击部位，上述方式必将增大三角板面积，最终仍会导致结构整体重量增大，结果可能得不偿失。

为了进一步降低结构重量，本文中设计了前墙结构，如图 6 所示，前墙翻边与蒙皮连接，前墙本体与前后肋板连接。前墙位置与三角板位置相同，厚度与三角板临界厚度一致，为 3.0 mm，其余结构厚度不变。对上述结构进行鸟撞分析，撞击位置与鸟体速度不变，撞击结果如图 7 所示。前缘结构经过鸟体撞击后，虽然蒙皮与支撑前墙的肋板有破损，但前墙结构未被击穿，前梁腹板完好，进鸟量为零，说明前墙结构在该机翼前缘结构中起到了良好的抗鸟撞作用。

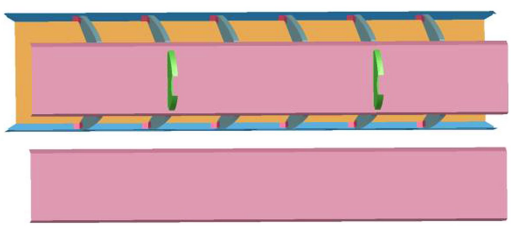


图 6　前墙结构

Fig. 6　Schematic structure of the front wall

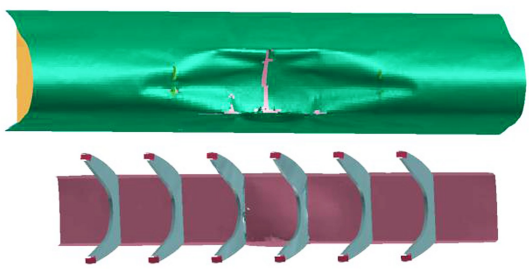


图 7　前墙结构鸟撞后的形貌

Fig. 7　The front wall after bird strike

提取原结构、带三角板、带前墙这 3 种机翼前缘结构中蒙皮能量变化曲线如图 8 所示，原结构中经过加厚的蒙皮吸收了大部分的鸟体动能，而三角板结构中的蒙皮在撞击初始即被鸟体击穿，无法继续吸收能量，而鸟体剩余的大部分动能则由三角板结构吸收。前墙结构中的蒙皮虽然在撞击初始也被鸟体击穿，但蒙皮仍吸收了鸟体的大量动能。

提取带前墙的机翼前缘结构中蒙皮和前墙的能量变化曲线如图 9 所示，结合撞击过程可知，1.5 ms

时鸟体撞击至前墙结构，此时蒙皮已通过变形吸收部分鸟体动能，蒙皮被撕裂后未脱落且紧贴前墙结构，得益于前墙结构的支撑作用，蒙皮与前墙一起继续抵御鸟体的冲击，此时由蒙皮、前墙、肋板的变形吸收剩余鸟体动能。

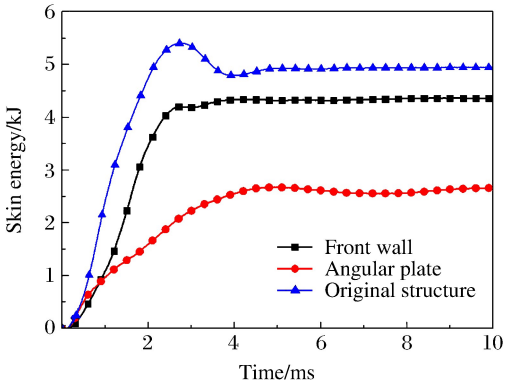


图 8　3 种结构蒙皮能量的变化对比

Fig. 8　Comparison of the skin's energy changes of the three structures

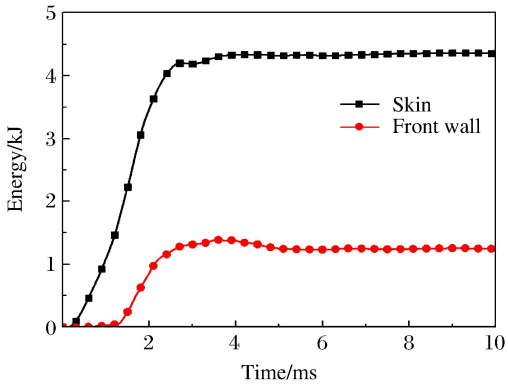


图 9　带前墙结构中蒙皮和前墙能量的变化

Fig. 9　Energy changes of the skin and front wall in the front-wall structure

以上分析证明，前墙结构有效避免了蒙皮因被撕裂或穿透无法继续吸收鸟体动能的情况，通过利用破损蒙皮继续变形吸能的方式提高了整体结构的抗鸟撞性能。虽然带前墙的机翼前缘结构重量与带三角板的结构重量相近，但前墙结构未被鸟体击穿，抗鸟撞性能明显优于三角板结构，且前墙厚度有着进一步优化的空间，因此本文中认为前墙结构更适合于该段机翼前缘的抗鸟撞设计。

3　试验验证

3.1　机翼前缘试验件

针对上述带前墙的机翼前缘结构，本文中进行了鸟撞试验验证，用于验证试验的机翼前缘结构中蒙皮厚度为 1.6 mm，前墙厚度为 1.6 mm，肋板厚度为 1.2 mm，未装配前梁腹板结构如图 10 所示。

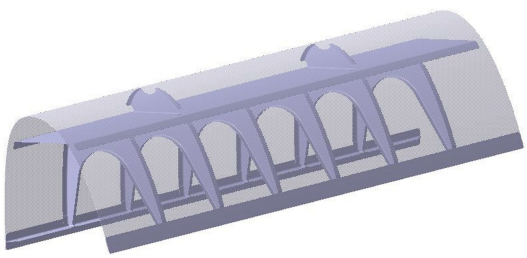


图 10　机翼前缘试验件

Fig. 10　The test article of the wing edge structure

3.2　鸟撞试验

机翼前缘鸟撞试验采用空气炮装置，将质量为 1.8 kg 的家鸡包扎好后放入弹壳装进空气炮管，启动空气压缩机。当压力达到指定值时打开空气释放机构，在压缩空气作用下将鸟弹发射，并在炮口处将弹壳剥离，仅将鸟弹射出，由激光测量鸟弹飞行速度，使鸟弹按预定速度、方向撞击试件指定部位。

试验装置如图 11 所示，1 台高速摄像机辅助测速并记录鸟体刚出炮口的姿态，2 台摄像机记录鸟撞击机翼前缘结构的过程。

3.3　结果讨论

根据试验件实际尺寸及实际撞击位置修正带前墙的机翼前缘有限元模型，将撞击区域的连接更改为 PLINK 连接单元，位置与试验件铆钉位置对应，用以模拟铆钉区域的应力集中。试验撞击过程与仿真结果对比如图 12 所示。$t=0$ ms 时，鸟体撞击至机翼前缘蒙皮；$t=1.5$ ms 时，前缘蒙皮发生变形，但并未发生破裂，模拟结果凹陷区域与试验结果一致；$t=3.0$ ms 时，由于小肋在航向刚度较大，前缘蒙皮的变形无法继续向远离撞击区域的方向传递，应力波在前缘蒙皮与小肋连接处发生反射并与继续传递至此的应力波叠加，此处蒙皮应力增大并产生塑性变形，进而达到了材料的强度极限；$t=5$ ms 时，机翼前缘蒙皮与小肋连接处均发生撕裂，部分鸟体飞离前缘撞击区域。

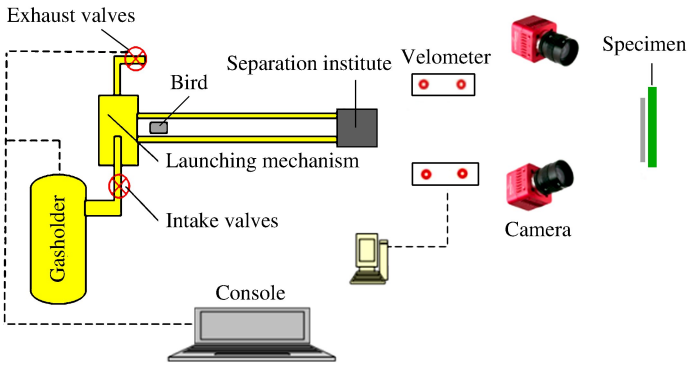


图 11　试验装置

Fig. 11　Experimental apparatus

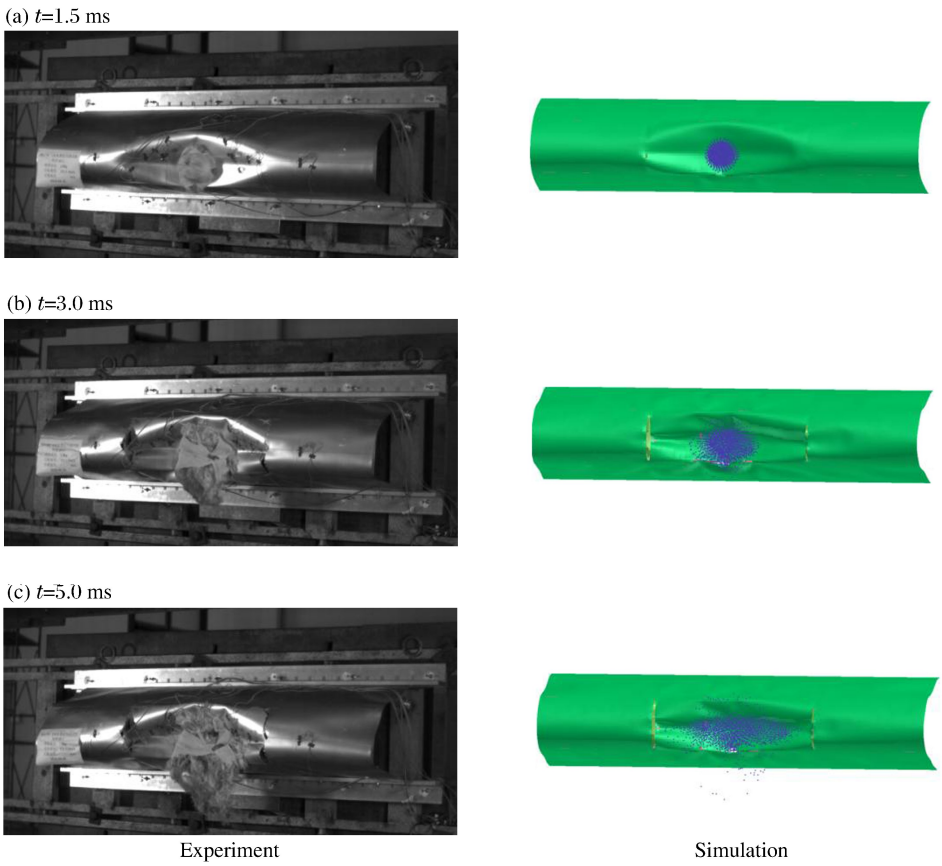


图 12　试验撞击过程与模拟结果对比

Fig. 12　Comparison of the striking process between experiment and simulation

在前缘撞击位置右侧 600 mm 和撞击位置正上方 300 mm 位置进行应变监控，应变测试结果与模拟结果对比如图 13 所示，从图 13 可以看出应变峰值大小与峰值出现时间基本一致。

撞击后机翼局部变形的对比如图 14 所示，模拟结果中前墙在与蒙皮的连接处出现破损，有少量鸟体通过该破损区域进入机翼前缘结构，肋板同样出现了变形与破损，以上均与试验结果相符。模拟结果中蒙皮在与前墙的铆钉连接处出现撕裂，撕裂位置与试验结果相同，机翼前缘蒙皮凹陷程度和区域大小与试验结果基本一致。

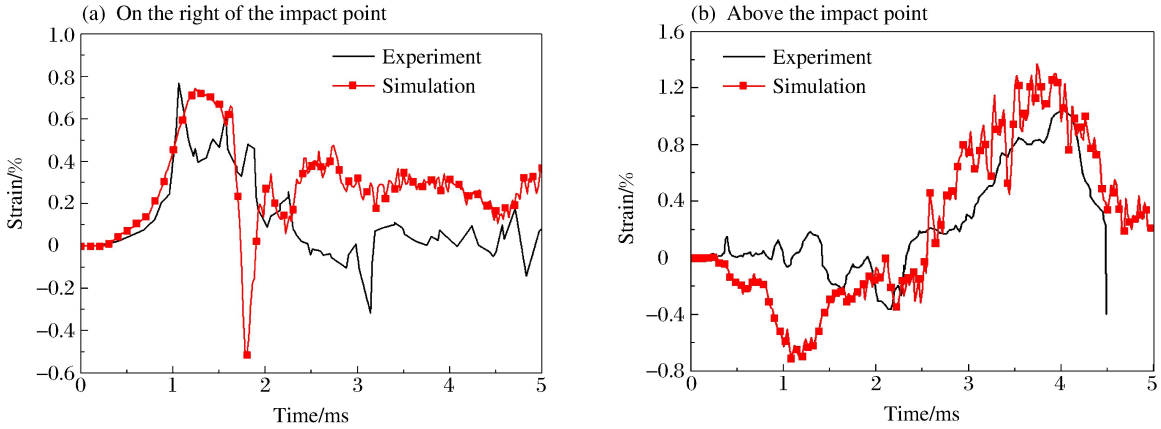


图 13 试验测试应变与模拟结果对比

Fig. 13 Comparison of strain between experiment and simulation

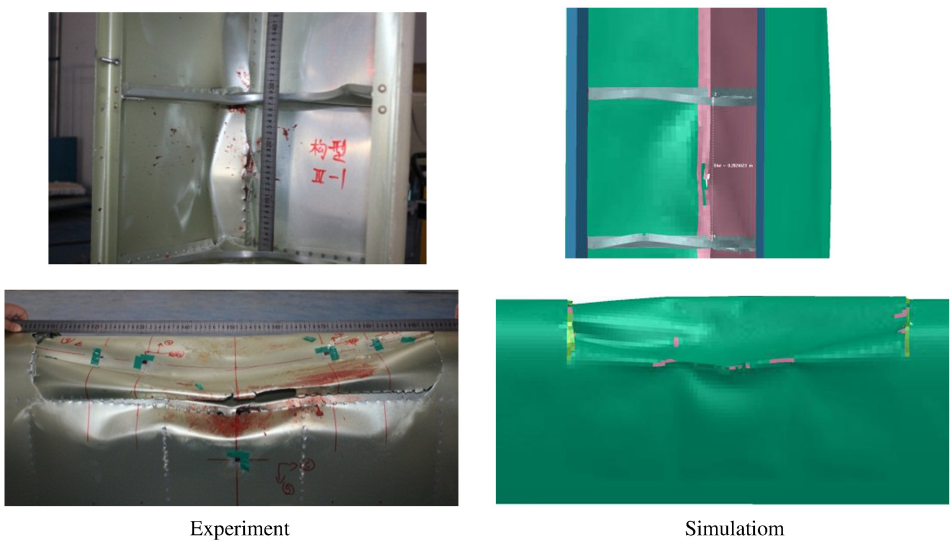


图 14 试验件鸟撞后形貌图与模拟结果对比

Fig. 14 Comparison of the structure after bird strike between experiment and simulation

虽然本文中所采用的铆钉模拟方式相对保守，但机翼前缘受到鸟体撞击时的变形过程与撞击后的损伤区域、形貌、尺寸与试验基本一致，可证明本文中所采用的计算方法可以较好地模拟鸟撞机翼前缘结构。试验中只有少量鸟体进入到机翼前缘内部，无法对前缘内部结构造成进一步的破坏，证明上述带前墙的机翼前缘结构可以抵御质量为 1.8 kg、速度为 120 m/s 的鸟体冲击。

4　结构参数分析

由试验结果可知，当蒙皮厚度为 1.6 mm，前墙厚度为 1.6 mm，肋板厚度为 1.2 mm 时，机翼前缘结构可抵御鸟体撞击。为进一步研究前缘结构尺寸参数对其抗鸟撞性能的影响，本文中以试验结构参数为基础，以前墙的最大位移为评判依据，分别研究了蒙皮厚度、前墙厚度对结构抗鸟撞性能的影响。

4.1　蒙皮厚度

前缘蒙皮主要作用为维持气动外形，蒙皮厚度过大会增大前缘结构整体重量，厚度过小会难以维持前缘气动外形，因此本文中所研究蒙皮厚度范围为 0.8～2.0 mm。当前墙厚度为 1.6 mm、肋板厚度为 1.2 mm、蒙皮厚度不同时，前墙的最大位移和蒙皮吸能的变化如图 15 所示。从图 15 可以看出，当蒙皮厚度增大，前墙最大位移逐渐减小，蒙皮吸能逐渐增加，变化趋势均近似线性。结合撞击过程可知，蒙皮撕裂

后在鸟体的作用下撞击至前墙，并继续与前墙一起抵御鸟体的前进。因此，蒙皮越厚，结构抵御鸟体前进的能力越强，前墙最大位移越小。

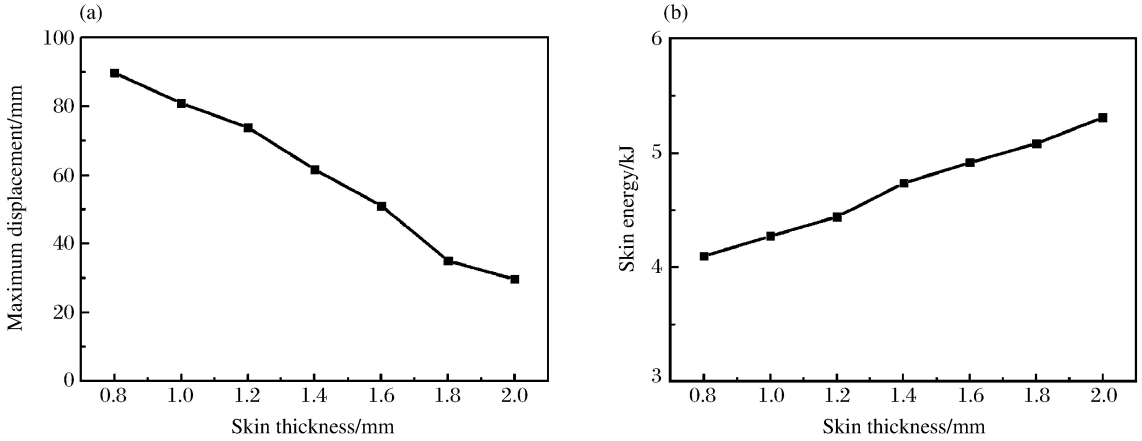


图 15 前墙最大位移和蒙皮吸能随蒙皮厚度的变化

Fig. 15 Changes of the maximum displacement of the front wall and the energy absorbed by the skin with the thickness of the skin

虽然增大蒙皮厚度可以提高机翼前缘结构抗鸟撞性能，但蒙皮厚度不同时，前墙均未被击穿，结构损伤形式相同，进鸟量不足 3%，机翼前缘结构均达到了抗鸟撞要求。此外，增大蒙皮厚度将付出巨大的重量代价，因此仅依靠不断增大蒙皮厚度来提高结构抗鸟撞能力的方式并不可取。

4.2　前墙厚度

根据上述计算结果，取蒙皮厚度为 1.0 mm，肋板厚度为 1.2 mm，计算前墙厚度不同时前墙最大位移和前墙吸收能量的变化，如图 16 所示。前墙厚度为 0.6 mm 时，前墙结构被鸟体击穿。当前墙厚度从 0.8 mm 增大至 2.4 mm 时，前墙最大位移从 102 mm 减小至 68 mm，但前墙所吸收能量变化较小。可见增大前墙厚度，虽然提高了结构刚度，但对鸟撞过程中的能量吸收贡献较小。前墙仅提供刚度支撑，而并非主要吸能部件，因此前墙只需提供一定的结构刚度和强度即可。

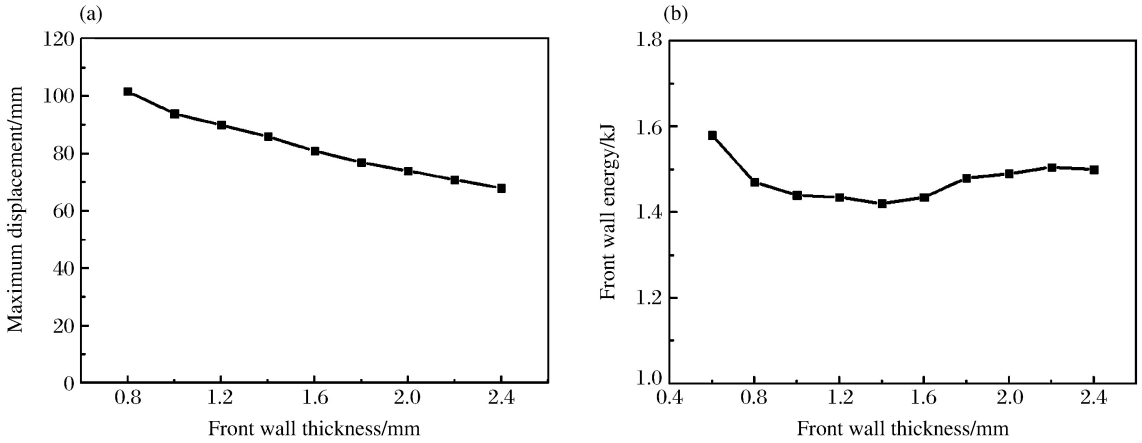


图 16 前墙厚度对其最大位移和吸收能量的影响

Fig. 16 Influences of the thickness of the front-wall on the maximum diaplacement of the front-wall and the energy absorbed by the front-wall

由以上分析结果可知，取蒙皮厚度为 1.0 mm，前墙厚度为 1.0 mm，机翼前缘结构已经达到结构抗鸟撞要求。由于肋板需要一定的刚度以支撑机翼前缘的气动外形，因此保持肋板厚度为 1.2 mm。上述尺寸的机翼前缘结构在梁腹板厚度为 2 mm 时的总质量为 16.2 kg，相对于原始结构减重 7.1 kg，减重比例为 30%。

5 结　论

针对某型飞机机翼前缘结构进行了抗鸟撞结构设计，结合鸟撞冲击试验得到以下结论：

(1)鸟撞冲击试验验证了本文中所采用的 PAM-CRASH 软件中的 SPH 方法可以较真实地模拟鸟撞过程中结构的变形过程和损伤结果。

(2)对于某型飞机机翼前缘，带前墙的前缘结构抗鸟撞性能明显优于原始结构和三角板结构，在同样达到抗鸟撞要求的情况下，带前墙的前缘结构相较于原始结构减重 30%。

(3)前墙结构通过利用破损蒙皮继续变形吸能的方式提高了整体结构的抗鸟撞性能，该种抗鸟撞结构可为以后的抗鸟撞设计提供一定的技术支持。

参考文献：

[1] DOLBEER R A, WRIGHT S E, WELLER J, et al. Wildlife strike to civil aircraft in the United States 1990-2008: FAA National Wildlife Strike Database Serial Report No. 15[R]. Washington: FAA, 2009.

[2] 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. DOI:CNKI:11-1929/V. 20111031. 1057. 005.
LI Yulong, SHI Xiaopeng. Investigation of the present status of research on bird impacting on commercial airplanes [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012,33(2):189-198. DOI:CNKI:11-1929/V. 20111031. 1057. 005.

[3] 朱书华. 鸟撞飞机风挡动响应分析与仿真试验平台研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2009.

[4] ZHU S H, TONG M B, WANG Y Q. Experiment and numerical simulation of a full-scale aircraft windshield subjected to bird impact: AIAA-2009-2575[R]. 2009.

[5] SMOJVER I, IVANCEYIC D. Numerical simulation of bird strike damage prediction in airplane flap structure[J]. Composite Structure, 2010,92(9):2016-2026. DOI:10. 1016/j. compstruct. 2009. 12. 006.

[6] 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. DOI:10. 1016/j. ijimpeng. 2004. 09. 004.

[7] AUDIC S, BERTHILLIER M, BONINI J, et al. Prediction of bird impact in hollow fan blades: AIAA-2000-3201 [R]. 2000.

[8] 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(1/2/3):258-268. DOI:10. 1016/j. compstruct. 2008. 03. 025.

[9] 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 Yulong. Study on dynamic response of honeycomb sandwich panels subjected to bird strike[J]. Acta Armanmentrarii, 2010,32(1):184-189.

[10] 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 Yuanfang, LI Yulong, 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.

[11] 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. DOI:10. 3969/j. issn. 1001-3997. 2010. 02. 021.
ZHANG Yongkang, LI Yulong. The inversion of bird's material parameters using improved BP neural network [J]. Machinery Design and Manufacture, 2010(2):51-53. DOI:10. 3969/j. issn. 1001-3997. 2010. 02. 021.

[12] 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. DOI:10. 3969/j. issn. 1671-654X. 2007. 06. 001.
ZHANG Yongkang, LI Yulong. Back analysis of bird material parameter[J]. Aeronautical Computing Technique, 2007,37(6):1-4. DOI:10. 3969/j. issn. 1671-654X. 2007. 06. 001.

[13] 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，2011，32(5)：802-811. DOI:CNKI:11-1929/V. 20110328. 1446. 007.

LIU Jun, LI Yulong, GUO Weiguo, et al. Parameters inversion on bird constitutive model: Part Ⅰ: study on experiment of bird striking on plate[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011,32(5):802-811. DOI:CNKI:11-1929/V.20110328.1446.007.

[14] 刘军,李玉龙,石霄鹏,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. DOI:CNKI:11-1929/V.20110328.1426.001.

LIU Jun, LI Yulong, SHI Xiaopeng, et al. Parameter inversion on bird constitutive model: Part Ⅱ: study on model parameters inversion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011,35(5):812-821. DOI:CNKI:11-1929/V.20110328.1426.001.

[15] 中国民用航空规章:第 25 部.运输类飞机适用标准:CCAR-25-R4[S].中国民用航空总局,2001.

Design and experimental verification of a wing leading edge structure

REN Jibin[1,2], WANG Bin[2], WANG Zhen[1], LIU Jun[1], SUO Tao[1], LI Yulong[1]

(1. *Department of Aeronautical Structural Engineering, School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an* 710072, *Shaanxi, China*;
2. *AVIC The First Airplane Institute, Xi'an* 710089, *Shaanxi, China*)

Abstract: In order to improve the anti-bird strike performance of a wing leading edge to meet the airworthiness requirements, the simulation-test-simulation methodology was adopted for the optimization of the leading edge. Firstly, the anti-bird strike responses of two kinds of the new leading edges, with the triangular plate structure and the front wall structure, respectively, were investigated via finite element simulation. The simulation results show the anti-bird strike performance of the leading edge with the front wall structure is better than those of the leading edges with the original structure and the triangular plate structure. During the bird strike process, the front wall structure can utilize the damaged skin's deformation to absorb energy, thus leading to the improvement of the anti-bird strike performance of the leading edge. The experiment was then carried out to verify not only the accuracy of the numerical simulation method but also the ability of the front wall structure against bird strike. Then, the validated model was used to analyze the influence of the leading edge structural parameters. With the weight reduction of 30%, the optimized wing leading edge structure with the front wall achieved a good performance of anti-bird strike.

Keywords: wing leading edge; anti-bird strike design; front wall structure; experimental verification

(责任编辑　张凌云)