

复合材料前缘抗鸟撞数值模拟分析研究

白艳洁 许军亮 池福俭

中航西安飞机工业集团股份有限公司 陕西 西安 710089

【摘要】：采用 RADIOSS 软件对复合材料垂尾前缘结构进行抗鸟撞数值模拟分析，其中采用 SPH 方法进行鸟体模拟。本文选取翼尖段和翼根段两个结构部分，共 12 个危险撞击位置进行抗鸟撞分析，通过对前缘结构破坏模式及前梁腹板的应力分析得出，垂尾前缘的复合材料结构满足抗鸟撞设计要求，结构设计合理。

【关键词】：复合材料；SPH；RADIOSS 求解；鸟撞分析

Numerical Simulation Analysis of Bird Collision on Composite Front

Yanjie Bai, Junliang Xu, Fujian Chi

Avic Xi'an Aircraft Industry Group Co. Ltd. Shaanxi Xi'an 710089

Abstract: RADIOSS software is used to simulate the leading-edge structure of the composite material, including SPH method. In this paper, two structural parts of wing tip section and wing root section are selected, and 12 dangerous impact positions are selected for bird collision analysis. Through the stress analysis of the front edge structure and the front beam web, the composite structure of the front edge meets the requirements of bird collision design, and the structure design is reasonable.

Keywords: Composite; SPH; RADIOSS solution; Bird collision analysis.

前言

复合化是新材料的重要发展方向，复合材料以其优越的可设计性、抗疲劳、抗腐蚀性能以及重量轻且强度高特性而被广泛应用于航空航天领域^[1,2]。目前民用飞机的应用主要集中在用纤维增强复合材料替代次承力结构件。波音 787 客机的复合材料用量已超过 50%，其主要应用在机身、机翼、尾翼、舱门和内饰等部位。前缘是机翼的重要部件，对抵抗鸟撞、安装各类系统发挥重要作用^[3]。类似，考虑垂尾前缘主要以薄壁壳体结构形式出现，当其受到鸟撞高速冲击后，会出现基体开裂、纤维断裂、面板分层脱粘等各种结构损伤，这种损伤会对结构造成毁灭性破坏。因此在复合材料垂尾结构设计中，须进行前缘抗鸟撞分析。目前鸟撞问题的研究主要有数值计算、有限元仿真以及试验研究。庞华华，韩全民采用两种复合材料进行了鸟撞试验与数值研究，为结构选型设计提供一定的依据^[4]。

1 复合材料垂尾前缘结构

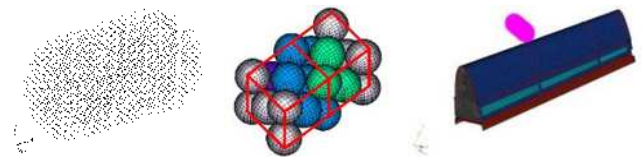
本文采用的垂尾前缘结构是在某飞机原金属结构方案的基础上将前缘非加温区金属壁板改为复合材料蜂窝夹芯结构^[5-8]；蒙皮为 XMS1113 玻璃布层合板，芯子为 10mm 厚的 NH-1-2.7-48 蜂窝。前缘壁板与盒段壁板通过对接型材连接，前缘肋板为 7050 金属材料^[9]。

2 前缘抗鸟撞有限元模型

2.1 鸟体模型

本次采用现在已经成熟的 SPH 方法进行鸟撞模拟。SPH 方法是一种无网格算法，所以不会出现网格畸变而导致计算中止，并且可以直观地模拟鸟体的抛洒现象。本文鸟体的形状选

择两端为圆球的圆柱体，根据封闭空间内水的质量为鸟体的质量来确定直径 D。鸟体模型共计 21141 个节点，重量为 3.6kg，如图 1 (a) 所示。



(a)SPH 鸟体粒子模型 (b)SPH 基本晶胞 (c)前缘鸟撞模型

图 1 前缘鸟撞有限元模型

鸟体 SPH 模型的材料本构取普通水的特性。RADIOSS 粘性流体材料 (hydrodynamics viscous fluid material) /MAT/LAW6，可以用于模拟流体和气体，本构关系如下：

$$p=C0+C1u+C2u^2+C3u^3+(C4+C5u)E$$

其中，C1 为流体常数体积模量，C0、C2、C3 为液体系数，C4、C5 为理想气体系数。

SPH 基本晶胞如图 1 (b) 所示，存在如下关系：

$$M_p=c^3 \rho / 4$$

其中：c 为每个立方体的侧边长度；M_p 为粒子质量；ρ 为密度。

2.2 垂尾前缘模型

垂尾前缘细节有限元模型简化时，考虑了前缘抗鸟撞分析的特点，对模型进行等刚度简化。蒙皮、梁腹板、隔板采用板壳元，蜂窝夹芯采用实体元，连接采用弹簧元，搭接连接采用 type2_spring 元；鸟体与结构的接触使用 INTER/TYPE7 点面接

触，结构之间的接触采用对称点面接触。加载条件为鸟体以133.3m/s的速度逆航向飞行撞击前缘复材模型，如图1(c)所示，采用RADIOSS软件进行求解分析。

3 前缘抗鸟撞分析

3.1 前缘翼尖段

3.1.1 撞击危险点

翼尖段前缘共选取7个危险点进行分析，第1个撞击位置为9肋前缘蒙皮中心，撞击点位置下面有肋板支撑，第2个撞击点为9-10肋前缘蒙皮中心，撞击点位置下面无肋板支撑，第3、4、5撞击点沿前缘对称轴面分别向右偏移一定距离，撞击点位置下面无肋板支撑，撞击点6位于前缘蒙皮中心靠近9肋，撞击点7位于前缘蒙皮中心靠近10肋。

3.1.2 结果分析

鸟体撞击第1、2、7位置时，鸟体粒子击穿前缘蒙皮，并且冲破前缘肋板，大部分鸟体粒子进入前缘；鸟体撞击3、4、5、6位置时，鸟体粒子击穿前缘蒙皮，未撞破前缘肋板，部分鸟体粒子进入前缘，撞击后具体变形如图2所示。

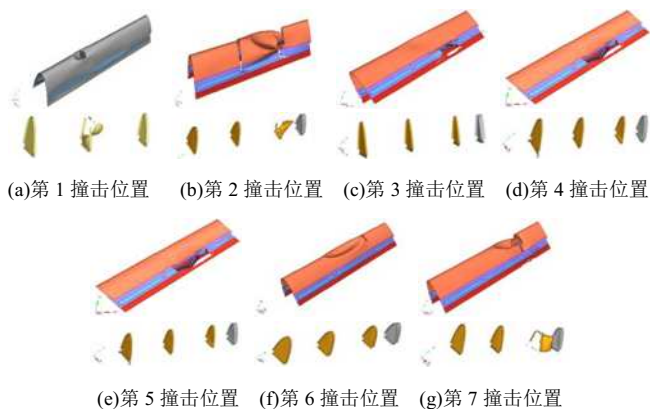


图2 不同撞击位置点前缘蒙皮及肋板破坏示意图

根据鸟撞数值仿真分析结果发现，前缘蒙皮撞击点处应变达到材料最大破坏应变，前缘蒙皮被击穿；部分鸟体粒子进入结构后继续撞击前缘肋板，在撞击第1、2、7位置情况下，前缘肋板应力超过其强度极限，第9肋板（第1撞击位置时）和第10肋板（第2、7撞击位置时）被击穿。不同撞击位置对应前梁腹板应力均小于材料强度极限，前梁腹板未破坏。鸟体撞击过程中，鸟体对前缘第1至第7撞击位置的最大撞击力依次为68.2KN、72.1KN、31.2KN、36.7KN、36.7KN、67.1KN和63.6KN。

计算结果表明，鸟体撞击翼尖段前缘蒙皮时，蒙皮会被击穿，肋板在部分撞击情况下会被击穿，但鸟体并未撞坏前梁腹板，前缘结构设计满足CCAR-25-R4第§25.571(e)(1)条款的相关要求^[10]。前缘翼尖段7个典型位置鸟体撞击后翼盒主结构完整，均满足抗鸟撞设计要求。其中位置2鸟体与结构几乎为垂直撞击，撞击位置下面无肋支撑，该处撞击载荷最大，

进入前缘撞击前梁腹板的鸟体粒子最多，结构破坏最严重，前梁腹板应力最高，但未超过材料强度极限。

3.2 前缘翼根段抗鸟撞分析

3.2.1 撞击危险点选取

翼根段前缘第1个撞击点为2肋前缘蒙皮中心，撞击点位置下面有肋板支撑；第2个撞击点为2-3肋前缘蒙皮中心，撞击点位置下面无肋板支撑；其余三个撞击点分别向右偏移一定距离。

3.2.2 分析结果

鸟体分别撞击第1、2、3撞击位置时，鸟体粒子击穿前缘蒙皮，部分鸟体粒子击穿结构进入前缘，冲破前缘肋板（第1、2位置）；鸟体撞击4、5撞击位置时，鸟体粒子未击穿前缘蒙皮，前缘肋板完好，撞击后具体变形图如图3所示。

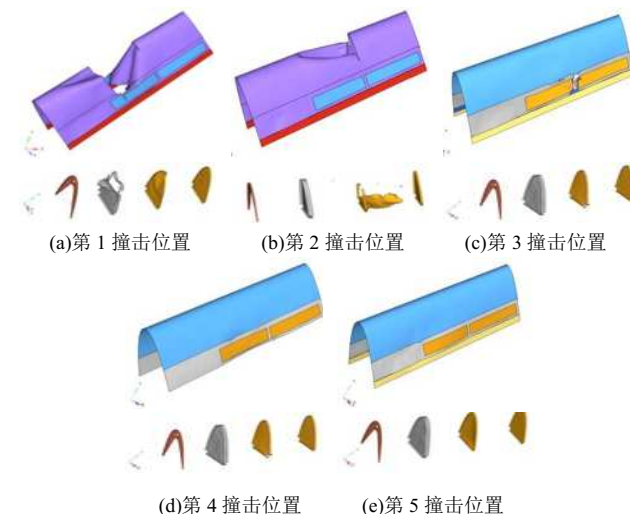


图3 不同撞击位置点前缘蒙皮及肋板破坏示意图

根据鸟撞数值仿真分析的结果发现，在第1、2、3撞击位置的计算中，前缘蒙皮撞击点处应变达到材料最大破坏应变，前缘蒙皮被击穿；部分鸟体粒子进入结构后继续撞击前缘肋板，肋板应力超过其强度极限，第2肋板（第1撞击位置时）和第3肋板（第2撞击位置时）分别被击穿。不同撞击情况下前梁腹板应力均小于材料强度极限，前梁腹板未破坏。鸟体撞击过程中，鸟体对前缘第1至第5撞击位置的最大撞击力依次为70.5KN、86.3KN、35.7KN、54.7KN和22.0KN。

计算结果表明，鸟体撞击翼根段前缘蒙皮时，在部分撞击情况下蒙皮和肋板会被击穿，但鸟体并未撞坏前梁腹板，复材前缘结构设计满足CCAR-25-R4第§25.571(e)(1)条款的相关要求。前缘翼根段5个典型位置鸟体撞击后翼盒主结构完整，均满足抗鸟撞要求。其中位置2鸟体与结构几乎为垂直撞击，撞击位置下面无支撑肋，该处撞击载荷最大，进入前缘的鸟体粒子最多，结构破坏最严重，前梁腹板应力最高，但未超过材料强度极限。

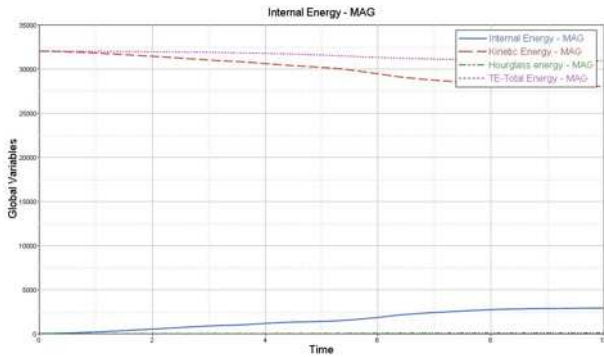


图4 抗鸟撞分析的能量时间历程曲线

鸟体的初始动能为 $W=0.5mV^2=0.5 \times 3.6 \times 133.32=31984J$ ，前缘抗鸟撞分析的能量—时间历程曲线如图4所示。从图中可

以看出，碰撞初始总能量为31984J，对应于鸟体的初始动能，随着鸟体撞击结构后抛洒，鸟体的动能逐渐耗散，转化为前缘结构势能的增加。在整个分析过程中遵循能量守恒和质量守恒，计算结果可靠。

4 结论

采用SPH鸟体离子模型和RADIOSS求解器可有效模拟鸟撞试验状态。在鸟撞仿真计算中共选取前缘翼根段和翼尖段共12个典型危险撞击位置进行抗鸟撞计算分析，结果对比发现，翼尖段前缘位置2撞击结果最严重，撞击载荷较大，进入前缘撞击前梁腹板的鸟体粒子最多，前梁腹板应力最大，但是并没有达到前梁腹板材料的强度极限，翼盒主结构完整，故前缘结构满足抗鸟撞设计要求。

参考文献：

- [1] 陈宝祥.先进树脂基复合材料的发展和应用[J].航空材料学报(增刊),2003,23:198-203.
- [2] 杜善义,关志东.我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J].复合材料学报,2008,25(1):1-10.
- [3] 陆凯华.民用飞机复合材料机翼固定前缘结构设计研究,专题综述/Special Topic,2012.
- [4] 庞华华,韩全民.全尺寸复合材料垂尾前缘抗鸟撞仿真与试验[J].航空计算技术,2014,44(4).
- [5] 解思适.飞机设计手册(第九册)[M],2001.
- [6] Chun-Yung Niu, Composite Airframe Structures[M].Hong Kong Conmilit Press Ltd.2010.
- [7] 中国航空研究院.复合材料结构设计手册[M].航空工业出版社,2001.
- [8] 杨乃宾,章怡宁.复合材料飞机结构设计[M].航空工业出版社,2002.
- [9] MMPDS,金属材料性能研发和标准化[M].
- [10] 中国民用航空规章.第25部运输类飞机试航标准 CCAR-25-R4[S].

作者简介：白艳洁，单位：中航西安飞机工业集团股份有限公司；职称：工程师；学历：硕士；通讯地址：陕西省西安市阎良区航苑小区。