

文章编号: 1001-1455(2008)03-0236-07

# 典型梁-缘结构鸟撞破坏的有限元分析\*

张永康<sup>1</sup>, 李玉龙<sup>1</sup>, 汪海青<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学航空学院, 陕西 西安 710072;

2. 陕西飞机工业(集团)有限公司设计研究院, 陕西 汉中 723214)

**摘要:** 以某特种飞机机身处典型支撑结构为对象, 建立了鸟撞击多层间隙梁-缘结构的三维有限元分析模型。在给定的三种工况下, 运用大型非线性动力学有限元分析程序 ANSYS/LS-DYNA 的 ALE-Lagrange 耦合运算功能, 计算得到了鸟撞击关键部位的数值结果及结构的鸟撞临界速度, 考察了不同撞击点对结构动响应的影响, 分析了结构鸟撞破坏机理, 经与全尺寸实验结果比较, 不论是结构的变形量还是破坏模式, 两者均吻合较好, 从而证明了本文方法及模型的正确性。

**关键词:** 固体力学; 临界速度; 有限元分析; 梁-缘结构; 鸟撞

**中图分类号:** O347.3; V214.1

**国际学科代码:** 130 · 1570

**文献标志码:** A

## 1 引言

随着世界经济的飞速发展, 飞机数量不断增加, 飞行航次航班增多, 飞机鸟撞事故呈上升趋势, 严重威胁航空安全。据报道<sup>[1]</sup>, 美国民用飞机的鸟撞事件从 1990 年的 1 719 起至 2002 年的 5 976 起, 增加到三倍多。因野生动物撞击(97%是鸟撞), 估计美国民用飞机每年有超过 530 000 小时停工检修和 4.9 亿美元的经济损失。另外, 低空高速性能飞机的发展和生态环境保护工程卓有成效的开展, 大大增加了鸟撞飞机的几率。飞机鸟撞问题受到了人们高度重视。

20 世纪 40 年代已有学者对固定翼飞机鸟撞进行研究, 50 年代起欧美国家开展了抗鸟撞设计, 70 年代起在新机设计中就贯彻了鸟撞设计标准。欧洲共同体于 90 年代末开展了复合材料飞机结构高速撞击响应的研究计划, 对复合材料的抗撞击设计方法进行了深入的研究, 其中包括复合材料结构的抗鸟撞分析及设计<sup>[2-4]</sup>。在我国, 在 60 年代后期, 开展了鸟撞研究, 先后制定了有关标准, 对军、民用飞机的风挡、机翼、旋翼的抗鸟撞设计要求、抗鸟撞实验方法等作了具体的规定, 为新型飞机的设计提供了参考。谢宗蕪等<sup>[5]</sup>、臧曙光等<sup>[6]</sup>、陈伟等<sup>[7]</sup>、张鹏<sup>[8]</sup>对飞机雷达罩、圆弧风档、发动机叶片等结构进行了动态响应分析。但在国内外的鸟撞数值模拟研究中, 主要研究的是单层结构(单一材料或复合材料)对鸟撞击的响应, 关于鸟撞击多层间隙结构问题的研究, 至今似还未见有报道。

本文中以某特种飞机机身处典型支撑结构为对象, 将其简化为由前缘蒙皮、前梁、后梁、前后梁中间隔板以及后缘蒙皮等组成的典型三层间隙结构, 利用非线性动力分析程序 ANSYS/LS-DYNA, 对鸟体和结构建立非线性有限元分析模型, 鸟体和结构材料采用具有失效模式的材料本构模型, 用局部 ALE (Arbitrary Lagrange-Euler) 算法模拟鸟撞过程, 确定鸟撞的极限安全速度, 研究鸟撞破坏方式及机理, 并与实验结果进行对比。

## 2 计算模型

鸟体材料可视为水和空气的混合物, 设  $\omega_w = 90\%$ ,  $\omega_a = 10\%$ , 则鸟体密度为  $900 \text{ kg/m}^3$ 。鸟体几何模型采用两端带半球帽的圆柱体来模拟(如图 1), 球体的半径根据实验时空气炮的内径确定为  $7.9 \text{ cm}$ ,

\* 收稿日期: 2006-11-21; 修回日期: 2007-03-10

基金项目: 国防科技工业民用专项科研技术研究项目

作者简介: 张永康(1977—), 男, 博士研究生。

鸟体质量为 3.6 kg<sup>[9]</sup>，这样可确定中间圆柱长为 9.75 cm。梁-缘结构主要分为前缘蒙皮、前梁、后梁、前后梁中间隔板、后缘蒙皮、支撑蒙皮的后缘隔框及两端的单孔和双孔耳片。

鸟体和结构的材料模型均采用带失效模式的塑性动力学材料模型，动态屈服应力函数

$$\sigma_y = \left[ 1 + \left( \frac{\dot{\epsilon}}{C} \right)^P \right]^{1/P} (\sigma_0 + \beta E_p \epsilon_p^{\text{eff}}) \quad (1)$$

式中： $\sigma_0$ 、 $\epsilon_p^{\text{eff}}$ 、 $E_p$  和  $\dot{\epsilon}$  分别为初始屈服应力、等效塑性应变、塑性硬化模量和等效应变率， $C$ 、 $P$  为 Cowper-Symonds 应变率参数， $\beta$  为硬化参数。  $0 \leq \beta \leq 1$ ，当  $\beta=0$  时，为随动硬化，当  $\beta=1$  时，为各向同性硬化。

材料性能由两段直线描述。在鸟撞击过程中，在材料发生塑性屈服前，应力、应变由第一段直线描述，在材料发生塑性屈服后，应力、应变由第二段直线描述，当材料应变值达到失效应变时，材料发生失效，失效单元被删除。因此材料是否破坏的判据是其应变值是否达到失效应变，其破坏表达式如下

$$\epsilon \geq \epsilon_f \quad (2)$$

依据白金泽<sup>[10]</sup>的实验结果，鸟体模型中鸟体材料弹性模量  $E=10$  GPa、屈服应力  $\sigma_y=1.0$  MPa、切线模量  $G=5.0$  GPa、失效应变  $\epsilon_f=1.25$ ；梁-缘结构材料的相关参数见表 1。由于铝合金对应变率不敏感，在材料参数设置时对参数  $C$ 、 $P$  不予赋值，有限元分析程序自动认为不考虑应变率的影响。

表 1 梁-缘结构相关材料参数<sup>[11]</sup>

Table 1 Mechanical properties of a beam-edge structure

材料	$E$ / GPa	$\mu$	$\rho$ /(t/m <sup>3</sup> )	$\sigma_y$ /MPa	$\sigma_{lim}$ /MPa
2024AL	73.1	0.33	2.78	345	483
7050AL	71.7	0.33	2.83	469	524

### 3 有限元方法

#### 3.1 有限元网格划分

在有限元模型中，鸟体和结构的单元均采用 LS-DYNA 单元库中的八节点 Solid 164 体元模拟，采用单点积分与沙漏控制，这样不仅节省计算时间，而且对大变形问题十分有效；也可以选用完全积分(2×2×2 多点积分)，此时没有沙漏模式，但会明显增加计算时间，且对大变形问题不是很稳定。鸟体的网格划分采用 ALE 算法，共 3 000 个单元。结构的网格划分采用 Lagrange 算法，共 232 386 个单元。单、双孔耳片的几何外形不规则，需先采用布尔运算对其适当剖分，然后才能顺利完成耳片的八节点体元网格划分。鸟体及梁-缘结构关键部位的有限元模型见图 2。

#### 3.2 初始条件、边界条件及工况

取鸟体的速度  $v_c=147.2$  m/s。在鸟体与结构撞击后，考察结构本身及结构两端连接处的抗鸟撞能力，为了能对结构抗鸟撞设计提供参考，对该结构的极限鸟撞速度进行了研究与分析。

有限元模型的位移边界条件设置在双孔耳片和单孔耳片处，双孔耳片单元节点自由度作固支约束，即线位移和角位移均约束为零；单孔耳片单元节点的自由度作如下约束：线位移为零， $xy$ 、 $xz$  向的角位移为零。

选取结构中部和两端作为撞击部位，计算分析以下三种工况：(1)鸟体正撞结构中部，鸟弹撞击点位置为结构前沿中间框中点位置；(2)鸟体正撞结构双孔耳片端，鸟弹撞击点位置为结构前沿边框中点位置；(3)鸟体正撞结构单孔耳片端，鸟弹撞击点位置为结构前沿边框中点位置。

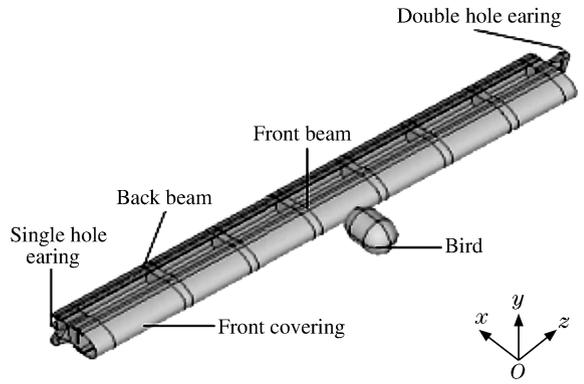


图 1 梁-缘结构和鸟体的几何模型  
Fig. 1 Geometry model for a beam-edge structure and a bird

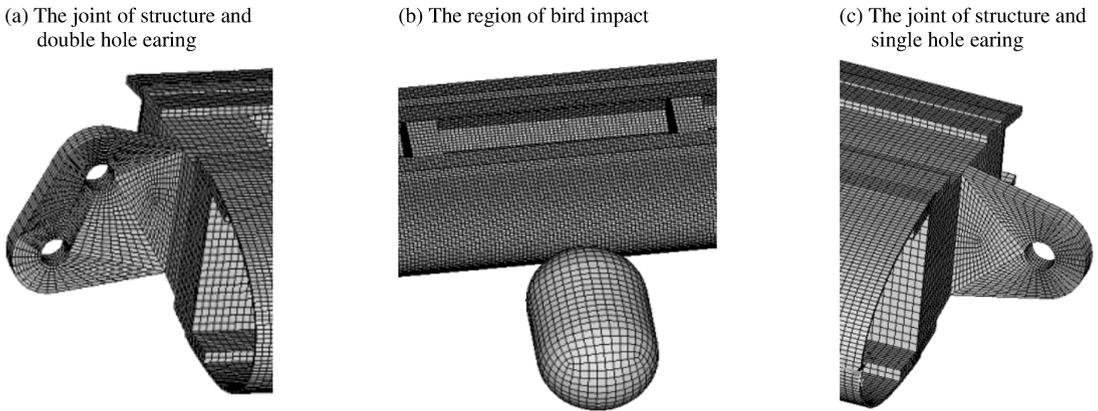


图 2 鸟体及梁-缘结构关键部位的有限元模型

Fig. 2 The FE model of the bird and the beam-edge structure

### 3.3 ALE-Lagrange 耦合运算

在通常情况下,如果鸟体网格单元纯粹用 Lagrange 算法,即单元网格附着在材料上随材料的流动而产生单元网格的变形,由于在撞击过程中鸟体的变形很大,可能使有限元网格造成严重畸变,产生负体积,引起数值计算困难,甚至导致程序终止运行。ALE 算法可以克服单元严重畸变引起的数值计算困难,因此,选用 ALE 算法来描述鸟体。

ALE 算法是先执行一个或几个 Lagrange 时步计算,此时单元网格随材料流动而产生变形,然后执行 ALE 时步计算:(1)保持变形后鸟体的边界条件,根据边界构造一个合适的网格对内部单元进行重分网格(主要是对扭曲网格的重新划分),并对边界网格进行光滑处理,网格的拓扑关系保持不变;(2)将变形网格中的单元变量(密度、能量、应力张量等)和节点速度矢量输运到重分后的新网格中,输运算法采用二阶精度的 Van Leer 算法,这样可以避免在输运计算中错误光滑掉一些解而使历程变量的峰值降低。ALE 算法避免了在严重扭曲的网格上继续进行计算,从而保证了鸟撞数值计算的顺利完成。

调用以罚函数法为基础的 ALE-Lagrange 耦合计算方法来传递在 ALE 网格中的鸟体材料和 Lagrange 靶体间的接触力。ALE-Lagrange 耦合计算方法的功能类似于典型的罚函数法为基础的接触计算方法。接触力与鸟体穿透深度成正比。具体计算方法可参见文献[12]。

## 4 计算结果及分析

梁-缘结构铝合金前缘半径 20~200 mm,蒙皮厚度 0.9~3.2 mm,前缘后掠角在  $0^\circ\sim 55^\circ$ ,可按航空行业标准 HB 7084-1994<sup>[13]</sup>推荐公式确定前缘蒙皮穿透速度

$$v_p = 56.7 \delta m^{-1/3} \cos^{-2/3} \Psi \exp \frac{850}{r^2 + 30r + 1000} \quad (3)$$

式中: $v_p$ 、 $\delta$ 、 $\Psi$ 、 $r$  和  $m$  分别为前缘蒙皮穿透速度、前缘蒙皮厚度、前缘后掠角、前缘半径和鸟体质量,单位分别为 m/s、mm、 $^\circ$ 、mm 和 kg。结构前缘  $\delta=1.5$  mm、 $\Psi=0^\circ$ 、 $r=39$  mm,由式(3)计算得到  $m=3.6$  kg 的鸟体撞击结构后的  $v_p=69.86$  m/s。因为  $v_p < v_c$ ,所以三种工况下前缘蒙皮均被穿透,这与数值模拟结果一致。下面仅对鸟体撞击后梁的损伤作具体分析。

数值计算得到各工况下结构各时刻的应力、应变和位移。为了便于分析,下面给出部分关键部位各物理量的时间历程曲线和应力云图,并加以分析。

(1)结构后梁腹板鸟撞击中心区单元。从图 3 可以看出,对于工况 1,当时间  $t > 6$  ms 后,应变值基本保持恒定,这一结果说明,此时后梁腹板的塑性变形已经停止,虽然应力并不为零,但已经不能使后梁腹板的塑性变形继续增加;对照图 4 可知,在约 6 ms 时后梁腹板位移达到最大值 65 mm,而后开始回弹,作振幅逐渐减小的减幅振动。但在工况 2 的情况下,后梁腹板的应力值未达到屈服应力值,应变值为零,表明后梁腹板始终处于弹性阶段;在鸟撞击和结构回弹过程中,后梁腹板位移最大值为 4.8 mm

(约 8 ms 时)。工况 3 时,后梁腹板的位移随时间变化规律与工况 2 相似,但最大位移值为 17 mm(约 8.5 ms 时),高于工况 2 的情况。

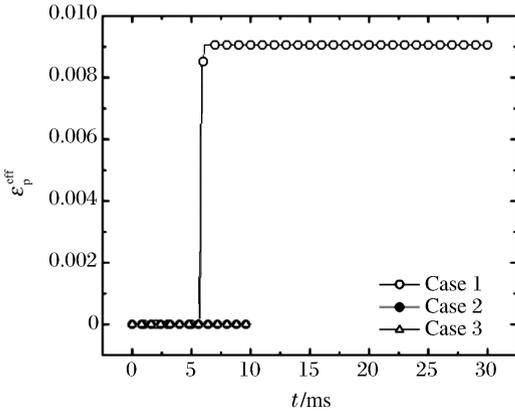


图 3 后梁腹板等效塑性应变时程曲线

Fig. 3 The curves of effective plastic strain vs time

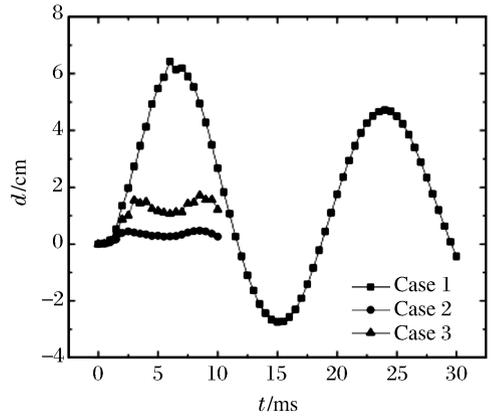


图 4 后梁腹板位移时程曲线

Fig. 4 The curves of displacement vs time

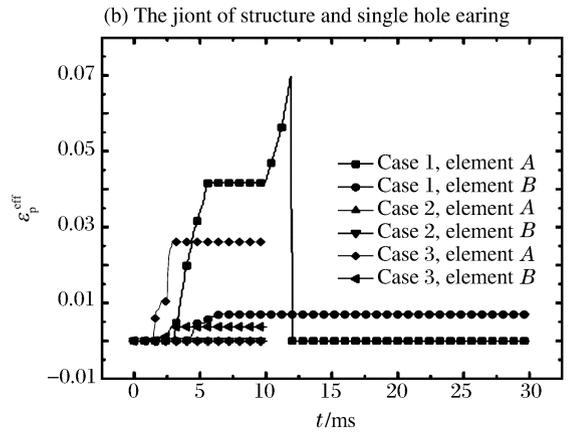
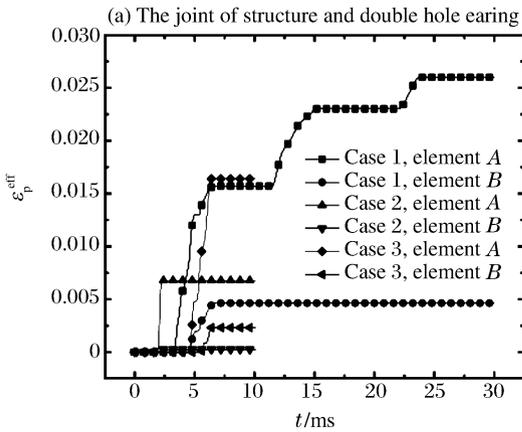


图 5 等效塑性应变时程曲线

Fig. 5 The curves of effective plastic strain vs time

(2)耳片与结构连接处。图 5 中,单元 A 为耳片前侧与结构连接处的单元;单元 B 为耳片后侧与结构连接处的单元(见图 6)。由图 5 知,三种工况下耳片前侧与结构连接处的应力、应变值比耳片后侧与结构连接处高。对工况 1,结合图 4 可知,在鸟撞击结构过程中,耳片与结构连接处就产生了塑性应变;结构回弹过程中,塑性应变进一步加大,这主要是由于在鸟撞击结构过程中,结构的前、后梁均产生了塑性变形,结构平衡位置向鸟撞击方向偏移,当结构通过原先平衡位置作与鸟撞击方向相反方向的运动时,必将在结构两端产生很大的推力,而耳片与结构连接处截面面积突变,应力集中明显,当耳片与结构连接处单元受到的应力超过塑性硬化后的后继屈服应力时,应变会进一步增加;约 12.5 ms 时,单孔耳片前侧与结构连接处的应变达到破坏应变值,出现强度失效,这将严重威胁飞机的飞行安全。工况 2 和工况 3 情况下,在鸟撞击结构过程中,耳片与结构连接处产生了塑性应变,但在结构后续的减幅振动过程中塑性应变没有进一步增加,结构的损伤情况稳定,未出现强度失效情况,满足强度要求。

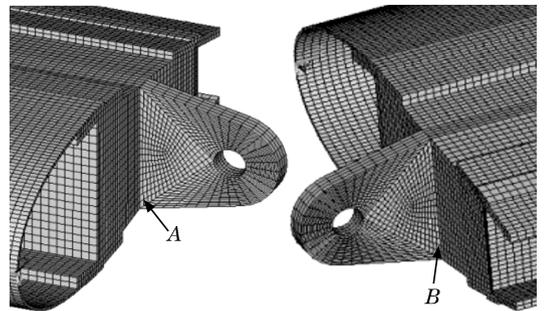


图 6 单元 A、B 的位置

Fig. 6 The positions of the elements A and B

(3) 鸟撞击过程。工况 1 情况下的鸟撞击过程见图 7, 图中给出了鸟体撞击结构前缘、鸟撞击方向结构位移达到最大值、反弹鸟体与结构分离三个时刻模型的变形和应力云图, 为了更好地观察结构前梁损伤情况, 后两幅图显示时去除了前缘蒙皮。从图 7 可知, 鸟体连续穿透前缘蒙皮和前梁腹板后, 被前梁上、下缘条分割成三部分, 中间一部分向后梁腹板堆积, 当结构鸟撞击方向位移达到最大值后, 这部分鸟体随结构一起回弹, 其余两部分从前梁上、下缘条外侧飞离结构; 被割出去的两部分很小, 几乎所有的系统能量都要靠梁-缘结构的弹、塑性变形来承担, 结构的强度损失较大。限于篇幅, 工况 2 和工况 3 各时刻模型的变形和应力云图不再分别给出, 鸟撞击过程与工况 1 时相似, 不同之处在于工况 1、2 前梁腹板被击穿, 工况 3 前梁腹板被击开裂。以上分析说明, 鸟撞击区结构的损伤极大, 难以确保飞机继续安全飞行。

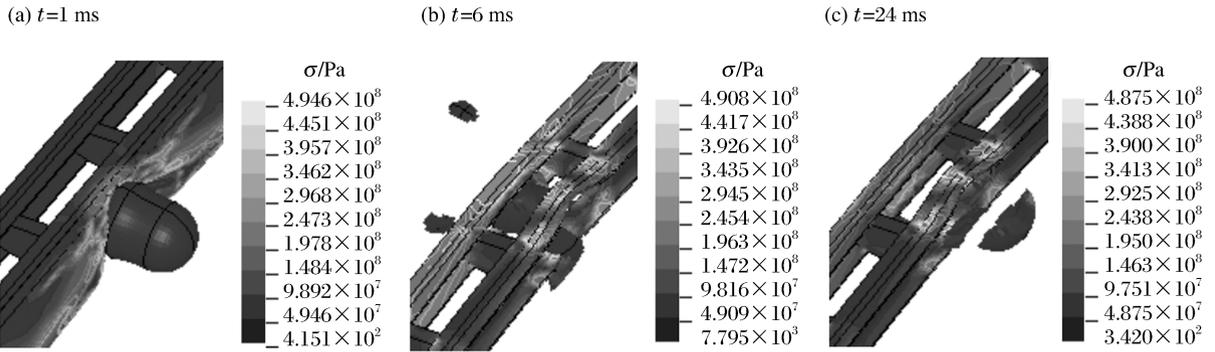


图 7 鸟撞击过程

Fig. 7 The process of bird impact

(4) 鸟撞临界速度。由以上分析可知, 3.6 kg 的鸟以  $v_c = 147.2$  m/s 的速度撞击结构中上部时, 结构损伤最严重, 前梁腹板被击穿、单孔耳片前侧与结构连接处出现强度失效。为了确定结构失效时的鸟撞临界速度, 采用二分法, 通过不同鸟撞击速度下的数值计算得到了结构破坏情况(见表 2)。从表 2 可知, 鸟撞结构中上部时, 结构前梁腹板不开裂且单孔耳片与结构连接处不出现单元失效的鸟撞临界速度  $v = 126.5$  m/s。鸟体以该速度撞击结构时, 结构不失效, 能保证飞机的飞行安全。

表 2 鸟撞临界速度的确定

Table 2 Determination of critical velocity of bird impact

序号	$v_c/(m/s)$	结构破坏情况
1	140.0	前蒙皮被击穿, 鸟撞击过程中前梁腹板被击穿
2	130.0	前蒙皮被击穿, 鸟撞击过程中前梁腹板开裂
3	125.0	前蒙皮被击穿, 前梁腹板未开裂; 耳片与结构连接处未出现单元失效
4	127.5	前蒙皮被击穿, 鸟撞击过程中前梁腹板有微小裂纹, 耳片与结构连接处未出现单元失效
5	126.5	前蒙皮被击穿, 鸟撞击过程中前梁腹板未开裂, 耳片与结构连接处未出现单元失效

## 5 数值结果与实验结果对比

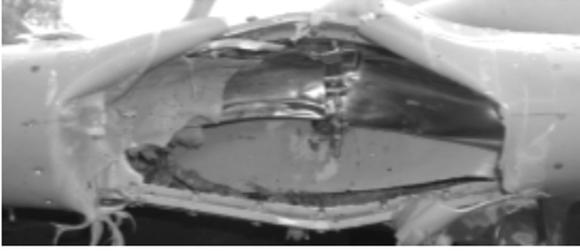
为了对有限元分析结果的正确性进行验证, 使用全尺寸结构进行了鸟撞击实验, 实验在江西洪都航空工业集团公司 650 研究所鸟撞击实验室进行。实验时的鸟体速度  $v_c = 147.2$  m/s, 缘条边缘涨开量  $\delta_1$ 、前梁变形量  $\delta_2$  和后梁变形量  $\delta_3$  的结果见表 3。数值模拟和实验得到的受损图片见图 8。

表 3 数值与实验结果比较

Table 3 Comparison between numerical and experimental results

方法	$\delta_1/mm$	$\delta_2/mm$	$\delta_3/mm$
实验测量	45	19	11
数值模拟	50.20	21.87	11.05
误差/(%)	11.5	15.1	0.45

(a) Damage plan of experiment



(b) Damage plan of simulation

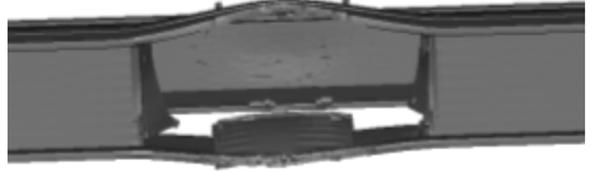


图8 工况1实验和数值模拟得到的受损图片

Fig. 8 Damage plan of experiment and simulation in case 1

由图8可知,结构在实验中的破坏模式和数值模拟中的破坏模式一致,结构前梁腹板被击穿,后梁腹板受到鸟体撞击产生一定塑性变形。数值模拟中通过原始坐标和变形后坐标之差得到,缘条边缘涨开量为50.2 mm,前梁变形量为21.87 mm,后梁变形量为11.05 mm,和实验中测得的45、19、11 mm基本一致,尤其是后梁变形量吻合得很好。数值模拟和实验中测得缘条边缘涨开量、前梁变形量的差别,主要是实验中结构前缘添置了通风管和数值模拟中没有考虑前、后梁间蒙皮影响所致。另外,模拟鸟体与实验时鸟弹间的差别,也会导致计算结果一定程度上的差异。总的来讲,数值模拟和实验的一致性很好,说明了本文建立的鸟撞梁-缘结构三维有限元分析模型是合理的。

## 6 结束语

利用ANSYS/LS-DYNA对典型梁-缘结构进行了鸟撞数值分析,得到了结构鸟撞击关键部位的数值计算结果,并与实验结果进行了比较。从工程应用而言,数值分析结果与实验结果较为吻合,能为工程设计提供一定的参考依据。通过对给定三种工况分析得到以下结论:

(1)建立的三维有限元分析模型能有效地模拟梁-缘结构鸟撞击过程,应用该模型可确定避免结构破坏失效的鸟撞极限速度。

(2)随鸟撞击点离固定端距离的增加,结构损伤明显加重;不同耳片连接形式对结构的抗鸟撞性能有一定的影响。

(3)结构受鸟撞击和回弹过程中,普遍有耳片前侧与结构连接处的应力、应变值比耳片后侧与结构连接处高,且耳片与结构连接处应力集中现象明显,强度和刚度损失较大。3.6 kg的鸟以147.2 m/s的速度撞击结构中部时,单孔耳片前侧与结构连接处的应变达到破坏应变值,出现强度失效,严重威胁飞机的飞行安全。

(4)鸟体穿透前缘蒙皮后,被前梁上、下缘条割成三部分,中间部分向前梁腹板堆积,其余两部分从前梁上、下缘条外侧飞离结构;被割出去的两部分很小,绝大部分的鸟体撞击到梁腹板上,形成能量漏斗。建议在保证结构重量、重心等不变的情况下,在前缘盒段内适当增加能有效切割鸟体的保护结构,鸟撞结构时,尽量将鸟体能量耗散出去,从而确保鸟撞损伤后飞机能安全反场着陆。

## 参考文献:

- [1] Cleary E C, Dolbeer R A, Wright S E. Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States 1990-2002[R]. Washington, DC: Federal Aviation Administration, Office of Airport Safety and Standards, 2003.
- [2] Nail R A, Logan C P. Damage Resistant Materials for Aero-Engine Applications[R]. American Institute of Aeronautics & Astronautics, AIAA-99-1370,1999.
- [3] Johnson A F, Holzapfel M. Modelling soft body impact on composite structures[J]. Composite Structures, 2003, 61:103-113.
- [4] Meo M, Morris A J, Vignjevic R, et al. Numerical simulations of low-velocity impact on an aircraft sandwich panel [J]. Composite Structures, 2003,62:353-360.

- [5] 谢宗燕, 卞文杰, 昂海松, 等. 蜂窝夹芯结构雷达罩鸟撞有限元分析与模拟[J]. 爆炸与冲击, 1999, 19(3): 235-242.  
XIE Zhong-hong, BIAN Wen-jie, ANG Hai-song, et al. The FEM analysis and simulation of bird impact radome with composite sandwich structure[J]. Explosion and Shock Waves, 1999, 19(3): 235-242.
- [6] 臧曙光, 马眷荣, 秦海霞, 等. 无机/有机复合圆弧风档抗鸟撞能力数值分析[J]. 航空材料学报, 2003, 23(增刊): 183-185.  
ZHANG Shu-guang, MA Juan-rong, QIN Hai-xia, et al. Numerical analysis on bird impact resistance of arc wind-shield[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2003, 23(suppl): 183-185.
- [7] 陈伟, 关玉璞, 高德平. 发动机叶片鸟撞击瞬态响应的数值模拟[J]. 航空学报, 2003, 24(6): 531-533.  
CHEN Wei, GUAN Yu-pu, GAO De-ping. Numerical simulation of the transient response of blade due to bird impact[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(6): 531-533.
- [8] 张鹏. 复合材料结构抗撞击损伤设计分析技术[J]. 应用力学学报, 2001, 18(增刊): 151-155.  
ZHANG Peng. Design and analysis technique of resisting impact damage for composite structures[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2001, 18(suppl): 151-155.
- [9] 中国民用航空总局. CCAR-25-R2, 运输类飞机适航标准[S]. 1995-12-01.
- [10] 白金泽. 基于神经网络方法的鸟撞飞机风挡反问题研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2003.
- [11] 中国航空材料手册编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
- [12] Olovsson L. On the arbitrary Lagrangian-Eulerian finite element method[D]. Linköping: Linköpings University, 2000.
- [13] HB 7084-1994, 民用飞机结构抗鸟撞设计与实验要求[S]. 1995-01-01.

## Finite element analysis of bird impact damage to representative beam-edge structure

ZHANG Yong-kang<sup>1\*</sup>, LI Yu-long<sup>1</sup>, WANG Hai-qing<sup>2</sup>

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, Shaanxi, China;

2. Aircraft Design & Research Institute, Shaanxi Aircraft Industry (Group) Co Ltd, Hanzhong 723214, Shaanxi, China)

**Abstract:** The 3D finite element analysis model for multi-layered spaced beam-edge structure under bird impact is established by taking the typical fuselage support structure of a certain type airplane as the object. Numerical results of the crucial parts during bird impact are obtained by using the ALE-Lagrange coupling method in the non-linear program (ANSYS/LS-DYNA), and the critical velocity when the beam-edge structure fails is achieved. The effects on structure response of different impact locations are investigated, and the structure failure mechanism for bird impact is analyzed. Both the structure deformation and failure mode from the simulation are consistent with the results of the prototype test, which proves the validity of the method and model proposed in this paper.

**Key words:** solid mechanics; critical velocity; finite element analysis; beam-edge structure; bird impact

\* Corresponding author: ZHANG Yong-kang

E-mail address: npuzhangyk@mail.nwpu.edu.cn

Telephone: 86-29-88495912