

文章编号: 1001-1455(2009)06-0642-06

# 蜂窝夹芯雷达罩结构的鸟撞数值分析\*

毋 玲, 郭英男, 李玉龙

(西北工业大学航空学院, 陕西 西安 710072)

**摘要:** 运用非线性动力学有限元软件 PAM-CRASH 对鸟撞击蜂窝夹芯结构雷达罩的过程进行了数值分析。在有限元建模中对材料模型的选取做了详细的讨论。根据适航标准, 使用 1.80 kg 的鸟体进行鸟撞分析。在不考虑材料应变率强化作用的情况下, 计算了鸟体对结构上 21 个不同位置的撞击, 给出了雷达罩结构吸收冲击能量随撞击位置的变化规律。对玻璃纤维面板材料的应变率强化作用进行讨论, 对比分析了应变率强化作用对计算结果的影响, 数值模拟结果可为雷达罩鸟撞实验提供参考。

**关键词:** 固体力学; 冲击能量; 有限元分析; 雷达罩; 鸟撞

**中图分类号:** O347.3

**国标学科代码:** 130·15

**文献标志码:** A

## 1 引言

飞机在使用过程中会受到来自环境的种种威胁, 如鸟撞、冰雹撞击、跑道上的飞石以及动物的撞击等。尤其是鸟撞问题, 长期以来一直受到飞机设计师和飞机用户的广泛关注。有关报告表明, 美国民用飞机的鸟撞事故每年多达 2 500 起<sup>[1]</sup>。鸟与飞行中的飞机相撞产生的高能量冲击将造成飞机结构的损伤, 从而导致航班的延误或取消, 甚至引发机毁人亡的灾难性事故。运输类飞机适航标准 25.571(e)(1) 中明确规定: 对可能引起灾难性破坏的每一结构部分, 在海平面至 2 450 m 的各种高度上, 在  $v_c$  速度下, 受到 1.80 kg 的鸟的撞击, 飞机必须能够成功地完成该次飞行。依照适航标准的要求, 必须对典型的飞机结构进行鸟撞实验以及损伤的评估。有针对性的飞机结构鸟撞数值模拟可以为实验设计提供有益的参考数据, 从而提高鸟撞实验的效能。

鸟撞飞机事故的严重程度主要是由撞击的飞机部位、鸟的质量和鸟与飞机的相对撞击速度等因素决定的<sup>[2]</sup>。位于飞机头部的雷达罩迎风面积大, 与鸟相撞的机率相应也较大。针对某型飞机的雷达罩结构在不同部位受到飞鸟撞击的情况, 本文将使用有限元方法对撞击过程进行数值模拟, 预测结构的破坏形式, 并给出结构损伤吸能随飞鸟撞击部位变化的规律。

## 2 有限元模型

雷达罩使用“2+1”型蜂窝夹芯结构, 即在 2 层复合材料层合面板中间夹入蜂窝结构。这种夹芯结构具有很高的比刚度, 但强度较差, 容易受到损伤。雷达罩结构鸟撞的数值模型一共包括 3 个部分: 鸟体、复合材料面板和蜂窝夹芯, 如图 1 所示。有限元数值分析使用 PAM-CRASH 完成。

### 2.1 鸟体模型

确定合适的鸟体模型是数值模拟鸟撞问题的关键。通常数值计算中使用两端带有 2 个半球的圆柱

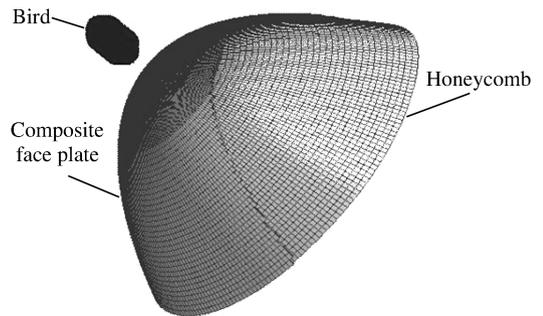


图 1 有限元模型

Fig. 1 Finite element model

\* 收稿日期: 2008-07-28; 修回日期: 2009-01-12

基金项目: “十一五”国防科技工业民用专项科研技术研究项目

作者简介: 毋玲(1976—), 女, 博士, 副教授。

体来模拟真实鸟体,模拟鸟体的密度为 0.9~1.1 g/cm<sup>3</sup>之间。本文中使用 1.8 kg 的鸟撞击雷达罩,详细的鸟体尺寸如图 2(a)所示,鸟体密度为 0.99 g/cm<sup>3</sup>。

在鸟撞问题的有限元数值分析中,常用的鸟体材料本构模型有弹塑性模型、塑性动力学模型以及 SPH(smoothed particle hydrodynamics)模型<sup>[3-4]</sup>。T. Kermanidis 等<sup>[5]</sup>通过数值模拟与实验现象的对比指出:当模拟鸟体的撞击速度大于 80 m/s 时,SPH 鸟体模型的计算结果与实验结果更吻合。本文数值分析的鸟体撞击速度为 150 m/s,鸟体本构模型使用 SPH 模型,如图 2(b)所示。与传统有限元计算模型不同的是,SPH 模型中没有划分网格单元,取而代之的是具有一定质量  $m_i$  和半径  $r_i(i=1,2,\dots,N)$  的光滑粒子群。每个粒子与周围粒子之间的相互作用由粒子的光滑长度  $h$  和模型使用的核函数决定<sup>[3]</sup>。光滑长度  $h$  的取值与粒子半径有关,这里取  $h=1.5r\sim 2.5r$ ,粒子的平均半径  $r=5$  mm,鸟体模型中光滑粒子的总数  $N=6\ 900$ 。

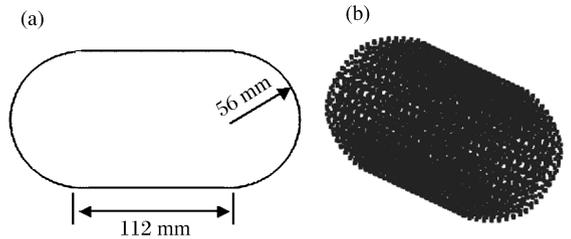


图 2 SPH 鸟体模型及其尺寸

Fig. 2 Model and dimensions of the representational bird

### 2.2 复合材料面板

雷达罩的面板使用的是编织玻璃纤维层压板,可以使用壳元对该部分结构进行有限元划分,为了与鸟体光滑粒子尺寸相匹配,单元边长控制在 5~10 mm。复合材料面板部分壳单元的总数为 32 604。

在材料本构模型方面,得到广泛认同的复合材料本构模型很少,也缺少标准的材料实验方法。铺层复合材料具有多种潜在的损伤失效模式,如基体开裂、纤维断裂、层间开裂等,加之多种多样的复合材料体系,对复合材料非线性动力学响应的有限元计算不可能找到一种普遍适用的材料模型。PAM-CRASH 有限元软件对编织复合材料层压板提供了一种基于连续损伤理论的材料模型。该模型假设材料性能的下降是由纤维和基体的损伤引起的,并且纤维方向(经向和纬向)的损伤演化关系相同;平面剪切变形主要取决于基体材料的性能,基体的裂纹或塑性会引起材料的非弹性变形。

应力-应变关系表示为

$$\boldsymbol{\varepsilon}^e = \mathbf{S} \boldsymbol{\sigma} \tag{1}$$

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} 1/[E_{11}^0(1-d_{11})] & -\nu_{12}^0/E_{11}^0 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{21}^0/E_{22}^0 & 1/[E_{22}^0(1-d_{22})] & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/[G_{12}^0(1-d_{12})] & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{13}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{23}^0 \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中: $E_{11}^0, E_{22}^0, G_{12}^0, G_{13}^0, G_{23}^0$ 是材料未损伤时的初始模量, $\nu$ 是泊松比,损伤变量  $d_{11}, d_{22}, d_{12}$  分别对应纤维在经向、纬向以及基体在剪切方向的损伤,它们的产生和发展演化与损伤能量释放率有关,这里不再赘述,详细内容可参看文献[6-7]。

铺层板的总应变可分为

$$\boldsymbol{\varepsilon}^t = \boldsymbol{\varepsilon}^e + \boldsymbol{\varepsilon}^p \tag{3}$$

其中塑性应变只与平面剪切有关,即  $\varepsilon_{11}^p = \varepsilon_{22}^p = 0, \varepsilon_{12}^p \neq 0$ 。

屈服面方程为

$$f(\tilde{\sigma}, \sigma^y) = \left| \frac{\sigma_{12}}{1-d_{12}} \right| - \sigma^y(\varepsilon^p) \quad \sigma^y(\varepsilon^p) = \sigma_0^y + \beta(\varepsilon^p)^m \tag{4}$$

式中: $\sigma_0^y$ 是屈服应力, $\beta, m$ 为硬化参数。

本文的模型中,面板材料使用 Hexcel 公司的编织玻璃纤维复合材料 7781。室温情况下,该材料的基本性能及材料参数为:拉伸模量 20.6 GPa,压缩模量 23.4 GPa,面内剪切模量 7.30 GPa,拉伸强度

372 MPa, 压缩强度 413 MPa, 层间剪切强度 24.1 MPa, 面内剪切强度 111 MPa, 经向泊松比 0.118, 纬向泊松比 0.118, 密度  $1.7 \text{ g/cm}^3$ 。

由以上材料力学性能, 参照文献[6-7], 可以得到有限元分析模型中所需的必要材料参数。

### 2.3 蜂窝夹芯材料

蜂窝材料具有一定的结构形式, 在细观有限元计算中, 蜂窝胞元的胞壁一般采用板单元进行有限元网格划分。但这种方法不适用于大规模结构计算, 只在计算小结构或预测蜂窝材料等效宏观性能时使用。这里蜂窝夹芯部分使用一层体元模拟, 体单元尺寸与面板的壳单元相匹配, 体单元总数 16 302。

在有限元计算中常使用等效各向异性材料来代替蜂窝材料。由于蜂窝材料(如图 3 所示)在  $T$ 、 $L$ 、 $W$  方向上的力学性能差异较大, 拉伸与压缩的性能也不同, 等效材料的力学行为需要有大量的参数来描述, 并且有些参数即便是通过实验也很难得到。PAM-CRASH 材料库中的 41 号材料用于描述蜂窝材料, 对材料性能描述的参数主要为 3 个方向的压缩性能参数。根据参考文献[8]提供的密度为  $48 \text{ kg/m}^3$  的六角形 Nomex 蜂窝在  $T$ 、 $L$ 、 $W$  方向的压缩实验数据, 以及蜂窝材料生产厂家提供材料的一些基本力学性能, 如平压强度、剪切强度、剪切模量等, 可以得到完整的参数输入[9]。雷达罩的蜂窝夹芯材料为 Hexcel 公司的 HRH-10 蜂窝, 平压强度为  $3.27 \text{ MPa}$ , 密度为  $48.3 \text{ kg/m}^3$ 。

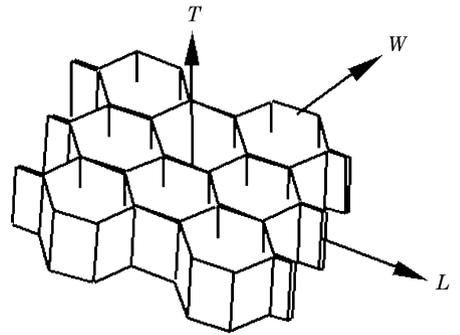


图 3 蜂窝夹芯材料的力学方向  
Fig. 3 Three-orthotropic directions of honeycomb core

### 3 材料性能的应变率相关性以及破坏判据

当对结构进行冲击性能分析时, 考虑加载速率对材料性能的影响非常必要。常用的结构材料, 尤其是非金属材料在高速加载时, 材料的强度和刚度与准静态加载时的性能相比都有明显的提高, 这一现象被称为材料性能的应变率相关特性。使用有限元方法对结构进行冲击性能分析时, 如果忽略材料的应变率相关特性, 通常会得到与实验不相符的保守结果。文献[10]的实验数据表明, 编织玻璃纤维增强树脂基复合材料力学性能具有明显的应变率相关特性, 应变率为  $1000 \text{ s}^{-1}$  时的强度以及模量值与准静态的实验结果相比提高超过 60%。

与面板材料相比, 蜂窝夹芯材料的应变率相关特性较弱, 其高速冲击下的平压强度与准静态实验之相比约有 10% 的提高。因为蜂窝夹芯材料本身的强度比面板材料强度低很多, 计算表明, 蜂窝材料性能有百分之十几的改变对结构吸能的结果影响不大, 所以计算中可以忽略蜂窝夹芯材料的应变率相关特性。但对面板材料则必须考虑其应变率的强化作用。

文献[11]的实验结果表明, 编织玻璃纤维增强树脂基复合材料的强度以及模量与应变率之间近似成对数线性关系, 所以本文中使用下面的关系式对材料应变率的强化作用进行描述

$$S = S_0 [1 + D \lg(\dot{\epsilon} / \dot{\epsilon}_0)] \quad (5)$$

式中:  $S$ 、 $S_0$  分别对应高应变率  $\dot{\epsilon}$ 、准静态应变率  $\dot{\epsilon}_0$  时材料的强度或刚度。

由上面的分析可知, 面板材料的强度是与应变率有关的变量。在选择材料破坏判据时, 也应当对材料的应变率强化作用予以考虑。这就是说如果使用与破坏应力有关的判据, 其中的极限应力值必须是与应变率相关的变量。

根据文献[10-11]提供的数据可以看出, 尽管材料的强度和模量与应变率有很明显的相关性, 但材料的破坏应变值对应变率的依赖性却不明显, 为简单起见, 本文计算中选择最大应变判据作为材料的破坏判据, 从而可以忽略应变率对破坏判据参数的影响。

### 4 雷达罩鸟撞计算

鸟体以 150 m/s 的速度撞击雷达罩。以雷达罩顶端为原点建立坐标系，分别沿与水平方向成  $0^\circ$ 、 $\pm 45^\circ$ 、 $\pm 90^\circ$  线方向等间距选取 4 个撞击点位置，在图 4 中用“+”标出，共有 21 个撞击点。在考虑面板材料应变率强化作用与不考虑此强化作用 2 种情况下进行计算。

动力学计算与静力学有限元计算不同，在冲击过程中接触的单元之间的相互作用需要通过设置接触厚度来实现。接触厚度选取对计算结果会有较大影响<sup>[4]</sup>，不合适的接触厚度可能会导致结构提前穿透，甚至使计算无法继续。一般推荐选取相互接触单元厚度的一半，在此基础上可做微量的数值调整。

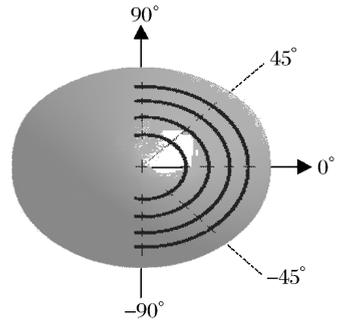


图 4 雷达罩鸟撞位置示意图  
Fig. 4 Bird impact locations on radome

#### 4.1 不考虑面板材料应变率强化作用的计算结果

图 5(a)中第 1 个图给出顶点撞击在  $t=2.4$  ms 时的图片，5(a)中第 2 个图给出在  $0^\circ$  线上由内向外第 3 个点撞击在  $t=3.6$  ms 时的图片，用以说明不同位置受撞击的雷达罩结构的损伤差异。鸟体对雷达罩上 21 个位置的撞击计算结果显示，1.8 kg 鸟体以 150 m/s 的速度撞击，雷达罩均被穿透。

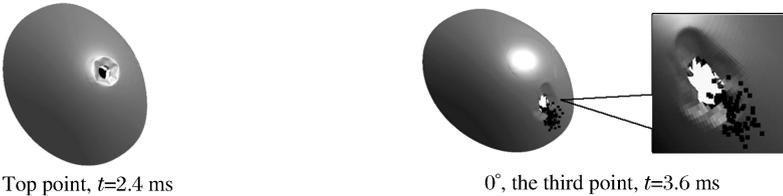
#### 4.2 考虑面板材料应变率强化作用的计算结果

根据编织玻璃纤维增强树脂基复合材料在不同应变率情况下的实验结果<sup>[10]</sup>，本文计算使用应变率为  $1000\text{ s}^{-1}$  时的模量值与准静态的模量值相比提高 60% 为面板材料应变率强化标准。以  $1 \times 10^{-4}\text{ s}^{-1}$  为准静态应变率，结合式(5)得到材料应变率强化描述参数  $D=0.0857$ 。

在顶点撞击的情况下，雷达罩被击穿，但其损伤区域明显大于未考虑面板材料应变率强化的计算结果，如图 5(b)中第 1 个图所示。5(b)中第 2 个图给出在  $0^\circ$  线上由内向外第 3 个点撞击在  $t=10$  ms 时的图片，此时雷达罩未被击穿，而是产生了很大的变形。

通过改变撞击点位置，多次的计算结果表明，当撞击点位置偏离顶点距离近似满足  $d \geq 2\text{ cm}$ ，雷达罩将不再被击穿，同时雷达罩会产生大面积变形。这里给出撞击点沿  $45^\circ$  方向偏离顶点 2 cm 的计算结果，如图 5(b)中第 3 个图所示。

(a) Strain rate effect of material is not considered



(b) Strain rate effect of material is considered

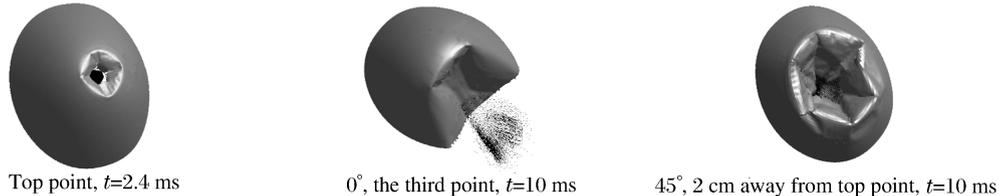


图 5 雷达罩受鸟体撞击的情况

Fig. 5 Sequence from bird impact on radome

### 5 雷达罩结构吸能分析

因为飞机的质量远大于鸟体的质量，所以在遭受鸟体撞击后飞机的飞行速度和方向不会改变。这

就意味着鸟体与飞机相撞后在极短时间内被加速到与飞机相同的速度,或是被飞机推开。鸟体的冲击能量一部分被鸟体自身的破坏散开所吸收,一部分被飞溅出去的部分带走,还有一部分因摩擦作用转化为热能,其余的能量被飞机以结构变形和破坏的形式吸收。鸟体高速冲击雷达罩结构,如果雷达罩被穿透,穿透后鸟体剩余的冲击能量将被后面的结构吸收。在雷达罩吸收的冲击能量不容易直接计算的情况下,可以使用鸟体的动能变化来确定结构破坏的吸能效果。撞击前鸟体的动能为 20.25 kJ。

在不考虑面板材料应变率强化的情况下,通过对雷达罩上 21 个不同位置的鸟体冲击计算,沿 5 个不同方向( $0^\circ$ 、 $\pm 45^\circ$ 、 $\pm 90^\circ$ ),距雷达罩结构中心线不同距离  $d$  撞击后鸟体动能的下降曲线如图 6 所示。

从图 6 中鸟体动能的变化规律可知,冲击点距雷达罩中心越远,鸟体动能下降越多,即冲击点在正中心时,雷达罩结构所吸收的冲击能量最少。从鸟体与结构的相对运动方向以及雷达罩的结构特点来分析,可以看出结构吸收能量的多少与鸟体和结构间的冲击接触面积大小有关,接触面积越大,即在冲击过程中雷达罩的冲击损伤区域越大(如图 5 所示),结构吸收的冲击能量就越多。

在考虑面板材料应变率强化的情况下,只有在顶点撞击时雷达罩被击穿,此时结构破坏吸收的鸟体动能为 1.97 kJ,这个值明显高于不考虑材料应变率强化的计算结果。雷达罩未被击穿的结果可大致分为 2 种情况:(1)如图 5(b)中第 2 个图所示的撞击点较靠近雷达罩边缘,鸟体使雷达罩结构产生较大变形,并破坏了雷达罩与机身的连接,而后滑过雷达罩撞向后面的机身结构,此时结构吸收能量的多少与鸟体在雷达罩上滑过的距离有关,距离越大雷达罩吸收的能量越多,如图 4 中  $0^\circ$  线上由内向外第 3 个点的撞击,在鸟体滑出时,雷达罩吸收了约 12 kJ 的鸟体动能;(2)如图 5(b)中第 3 个图所示的撞击点较靠近雷达罩中心,此时外层面板与蜂窝夹芯材料破坏,内层面板局部破裂,但雷达罩未被击穿,并产生很大的变形直至鸟体动能降为 0,图中沿  $45^\circ$  方向偏离顶点 2 cm 位置撞击在  $t=10$  ms 时,雷达罩约吸收了 19 kJ 的鸟体动能。

计算中并没有模拟安装在雷达罩后的雷达结构。在雷达罩未被击穿而产生大变形的情况下,雷达必定会限制雷达罩的变形,这种情况下模拟计算雷达罩的吸能就需要综合考虑后面雷达的影响,才能得到合理的结果。

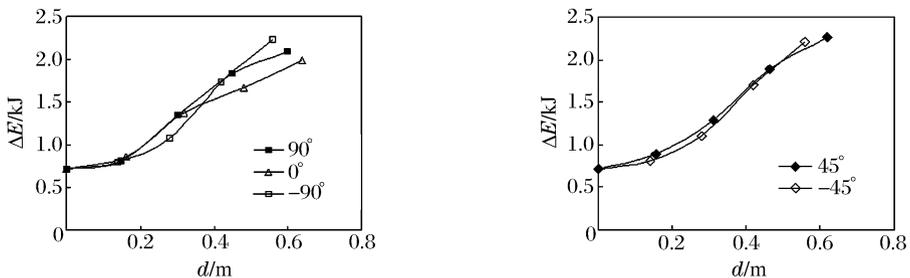


图 6 鸟体动能下降随撞击点距雷达罩结构中心线距离的变化

Fig. 6 Kinetic energy decrease of representational bird vs the distances between impact locations and radome center axis

## 6 小结

有限元数值方法使用的关键是材料模型的选取,本文的计算中,鸟体材料使用 SPH 模型,雷达罩面板使用描述复合材料层压板的壳单元模拟,蜂窝结构使用等效各向异性材料体单元模拟。

从鸟体撞击位置与雷达罩结构吸能的规律来看,鸟体对雷达罩中心的撞击是最危险的,因为在这种情况下,鸟体穿透雷达罩后的剩余动能最大,雷达罩后面的结构受到的冲击能量也最大。在雷达罩结构的鸟撞实验中,这种情况应该首先考虑。

玻璃纤维复合材料具有明显的应变率强化作用,也就是说在真实结构受冲击时,玻璃纤维面板的强度要比计算中的使用值大,如果不考虑该作用,计算的结果会比真实结构吸收的冲击能量少很多,在结构设计分析时会得到过于保守的结论。本文的计算结果也证明了在考虑面板材料应变率强化作用的情况下,结构吸收的冲击动能有显著的提高。

## 参考文献:

- [1] Binienda W K, Dhruva V. Analysis of high energy impact on light weight composite (sandwich) structures[C]// the 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. Seattle USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001: AIAA-2001-1632.
- [2] Hou J P, Ruiz C. Soft body impact on laminated composites materials[J]. Composites: Part A, 2007,38(2):505-515.
- [3] Vuyst T De, Vignjevic R, Campbell J C. Coupling between meshless and finite element methods[J]. International Journal of Impact Engineering, 2005,31(3):1054-1064.
- [4] Johnson A F, Martin H. Modelling soft body impact on composite structures[J]. Composite Structures, 2003,61(1):103-113.
- [5] Kermandis T, Labeas G, Sunaric M, et al. Bird strike simulation on a novel composite leading edge design[J]. International Journal of Crash, 2006,11(3):189-203.
- [6] Johnson A F. Modelling fabric reinforced composites under impact loads[J]. Composites: Part A, 2001,32(9):1197-1206.
- [7] Johnson A F. In-plane damage models for fabric reinforced composites[R]. HICAS D. 2. 1. 2, DLR Report DLR-IB 435-99/24, 1999.
- [8] Heimbs S, Schmeer S, Middendorf P, et al. Strain rate effects in phenolic composites and phenolic-impregnated honeycomb structures[J]. Composites Science and Technology, 2007,67(13):2827-2837.
- [9] ESI Group. PAM-CRASH™ 2006 Solver Notes Manual[Z]. Paris, France, 2006:194-199.
- [10] Naik N K, Kavala V R. High strain rate behavior of woven fabric composites under compressive loading[J]. Materials Science and Engineering: A, 2008,474(1):301-311.
- [11] Guden M, Yildirim U, Hall I W. Effect of strain rate on the compression behavior of a woven glass fiber/SC-15 composite[J]. Polymer Testing, 2004,23(6):719-725.

## Bird strike simulation on sandwich composite structure of aircraft radome

WU Ling\* , GUO Ying-nan, LI Yu-long

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, Shaanxi, China)

**Abstract:** A methodology for the numerical simulation of bird strike on a nose radome structure of an aircraft is presented. The simulation technique is based on a non-linear dynamic finite element analysis and is performed in two steps. The first step deals with the choice of suitable material models capable of representing the behaviors of the material systems used in the impact process. The second step deals with the numerical simulation of bird strike on aircraft radome structure. The influence on the numerical results of the critical modeling issues such as the mesh density, the substitute bird flexibility and contact interfaces parameters are discussed briefly, and the of strain rate effect of material is presented by comparing the calculations. Then, the analytical method is employed to predict the amount of energy absorbed by the radome structure. As the impact location varies, the tendency of the energy absorbed by the structure is given.

**Key words:** solid mechanics; impact energy; finite element analysis; radome; bird strike

\* Corresponding author: WU Ling  
Telephone: 86-29-88495994

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