

文章编号: 1000-8055(2008)06-1106-05

复合材料层合板鸟撞损伤及吸能影响因素数值分析

于连超, 陈 伟, 关玉璞, 温海涛
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 数值分析是进行复合材料构件抗鸟撞损伤设计工作中的重要内容. 主要采用瞬态非线性有限元分析方法结合文献试验对层合板鸟撞过程进行数值分析, 分析了鸟撞层合板的初始损伤情况以及某一时刻各层的应力、应变情况; 对比分析了铺层顺序、层合板参数、鸟体参数的变化对层合板吸收能量的影响. 分析结果对航空复合材料层合构件抗鸟撞研究具有一定的参考价值.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 鸟撞; 复合材料; 层合板; 数值分析

中图分类号: V232. 4

文献标识码: A

Numerical analysis of the damage of bird impact against composite laminates and the influence factors on absorbing energy

YU Lian-chao, CHEN Wei, GUAN Yu-pu, WEN Hai-tao

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The numerical analysis is a very important work in the process of design on how composites resist the damage from bird impact. The paper analyzed and tested numerically the initial damage, stress and strain of every layer of laminates from bird impact using instantaneous non-linear FEM. It also analyzed how the changes of ply stacking sequence, parameter of laminates and birds affect the absorbing energy of laminates. The results of this paper provide a basis for further research on composite structures resisting bird impact.

Key words: aerospace propulsion system; bird impact; composites; laminate; numerical analysis

复合材料具有比强度和比模量高, 可设计性好等许多良好特性, 在军用和民用飞机上都得到广泛的应用.

复合材料结构冲击研究按冲击速度可为: 高速冲击、中等速度冲击和低速冲击. 复合材料较高速冲击的研究^[1-2]主要集中在硬物冲击, 冲击物多为高速运动近似刚体的金属物, 而软体(冰雹、鸟体、橡胶等)对复合材料冲击的研究还较少. Roberts

G D, Pereira M 等人从试验角度对复合材料半圆环和平板鸟撞进行了研究. 复合材料鸟撞的数值分析方面的研究, 大部分研究人员针对飞行器某些复合材料构件进行分析, 如 Johnson A F, McCarthy M A 就对飞机机翼前缘鸟撞做了相关数值分析, 并提出复合材料层合结构的材料模型^[3-5]. 本文主要结合文献试验采用数值分析方法研究复合材料层合板与鸟体发生冲击过程中的损

收稿日期: 2007-05-28; 修订日期: 2007-09-11

作者简介: 于连超(1983-), 男, 河北唐山人, 硕士生, 主要从事航空发动机结构、强度的研究.

伤及各层的应力、应变情况;在计算结果与试验较吻合的情况下,对比分析层合板、鸟体参数的变化对层合板吸收鸟体能量的影响,为航空复合材料层合构件抗鸟撞研究提供参考。

1 有限元模型

本文采用瞬态动力学分析软件 MSC/Dytran 对鸟体撞击复合材料层合板过程进行数值分析。板为 56 cm ×56 cm 的正方形,鸟体长 12.7 cm,直径 7.0 cm,位于板中心正上方。层合板采用 CQUAD4 板单元划分网格,将板中间主要撞击区域网格细化;鸟体选择 CHEXA 单元分网,层合板和鸟体有限元模型见图 1。用 DMAT,EOSPOL 卡将鸟体定义成流体材料,密度 960 kg/m³;层合板材料的力学参数值参考文献[6],参数值是由冲击后的试验件完好部分测得的,采用 MAT8a 卡片定义带损伤层合板材料模型,主要参数值:密度 1 538.6 kg/m³,纵向弹性模量 $E_{11} = 45.02 \text{ GPa}$,横向弹性模量 $E_{22} = 45.57 \text{ GPa}$,泊松比 $\mu_{12} = 0.28$,3 个方向的剪切模量 $G_{12} = 17.79 \text{ GPa}$, $G_{13} = 17.65 \text{ GPa}$, $G_{23} = 4.83 \text{ GPa}$,根据 Roberts G D 试验得出的结论:鸟体速度大于贯穿阈值之后不引起层合板分层损伤,本文采用 Hashin 失效准则定义层合板纤维的拉伸压缩失效和基体的拉伸压缩失效。采用 SPC1 卡约束板边缘节点的所有自由度,鸟体垂直板撞击,速度为 192 m/s,CONTACT 卡片定义鸟体与板之间的接触。

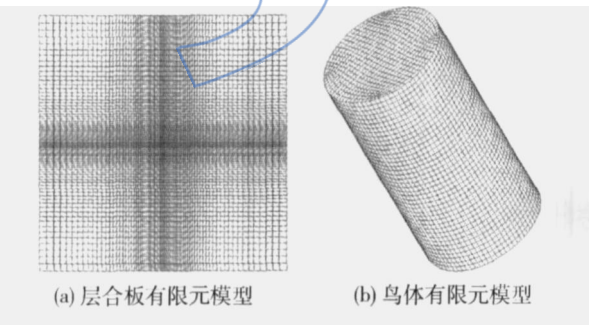


图 1 层合板与鸟体有限元模型
Fig. 1 Finite element model of the laminates and bird

2 计算结果与分析

文献[7]中的试验测得的贯穿阈值为 150~161 m/s,本文计算得到的数据为 140~155 m/s,因为试验中虽然将板的四边固支,但在实际冲击过程中板边缘有滑动,吸收一部分系统能量,而计算模型是按理想情况约束了板边所有的自由度,因此计算得到的贯穿阈值比试验测得的小。图 2

是数值计算与试验的比较,冲击速度 192 m/s 大于贯穿阈值,对比图 2(a)和(b)可以看到,冲击结束后主要冲击区域纤维已经发生断裂,板被鸟体贯穿,贯穿面积和周围裂纹扩展的长度与试验吻合较好。

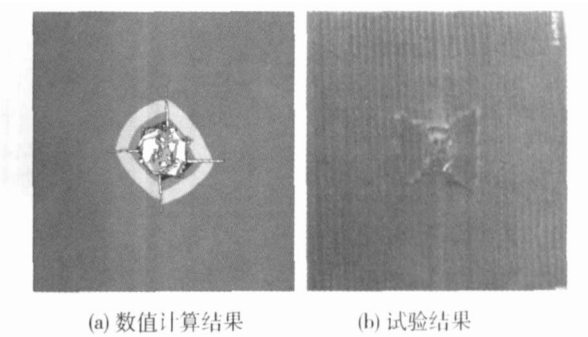


图 2 计算与试验结果
Fig. 2 Results of calculation and experiment

图 3 给出了纤维发生拉伸失效前后等效应力随时间变化的云图及初始纤维拉伸失效情况,观察云图可以发现开始最大的应力分布在纵向纤维两侧,之后最大应力由两侧向中心传播,到 $t = 4.202 \times 10^{-5} \text{ s}$ 时,两侧的最大应力波传递到板的中心处之后叠加,使得该层应力极值达到最大,之后应力波沿横向传播,最大应力也随之降低。图 3(f)给出的是 $t = 4.202 \times 10^{-5} \text{ s}$ 时刻初始纤维拉伸失效情况,图上的刻度尺是纤维失效指针,指针为零的区域纤维发生拉伸失效,失效的位置最先出现在板的中心处,这与文献[4]试验结论相吻合,图中外面圆环为鸟体边缘,圆的中心部分为板最先发生纤维失效的区域。

基体发生拉伸失效在 $t = 2.615 \times 10^{-5} \text{ s}$ 时刻,要早于纤维的失效,因此冲击过程中先是基体发生拉伸和压缩失效,之后纤维发生拉伸和压缩失效。

图 4 是设定层合板铺层顺序为 (-60°/60°/0°)s 的情况下, $t = 2.086 \times 10^{-5} \text{ s}$ 时刻鸟体与层合板接触的初始,各层 x 方向正应力情况。在应力云图中鸟体外轮廓位于压应力极值与拉应力极值之间,前三层接触域主要受拉,接触域外侧附近主要受压,拉应力极值大于压应力;后三层情况与之相反。每一层的应力分布与该层的铺层角度密切相关,该时刻层合板各层的正应力极值主要沿着纵向分布。

图 5 给出了某一时刻同一位置单元的各层中面正应力的分布,上表面受压应力越接近中性面的铺层,压应力值越低,越过中性面后,压应力变

成拉应力越临近下表面,拉应力值越大.图 6 是板上、下表面同一位置单元应变时间历程,从图上可

以看出冲击过程中上、下表面的应变是近似对称的,与文献[8]试验的结论一致.

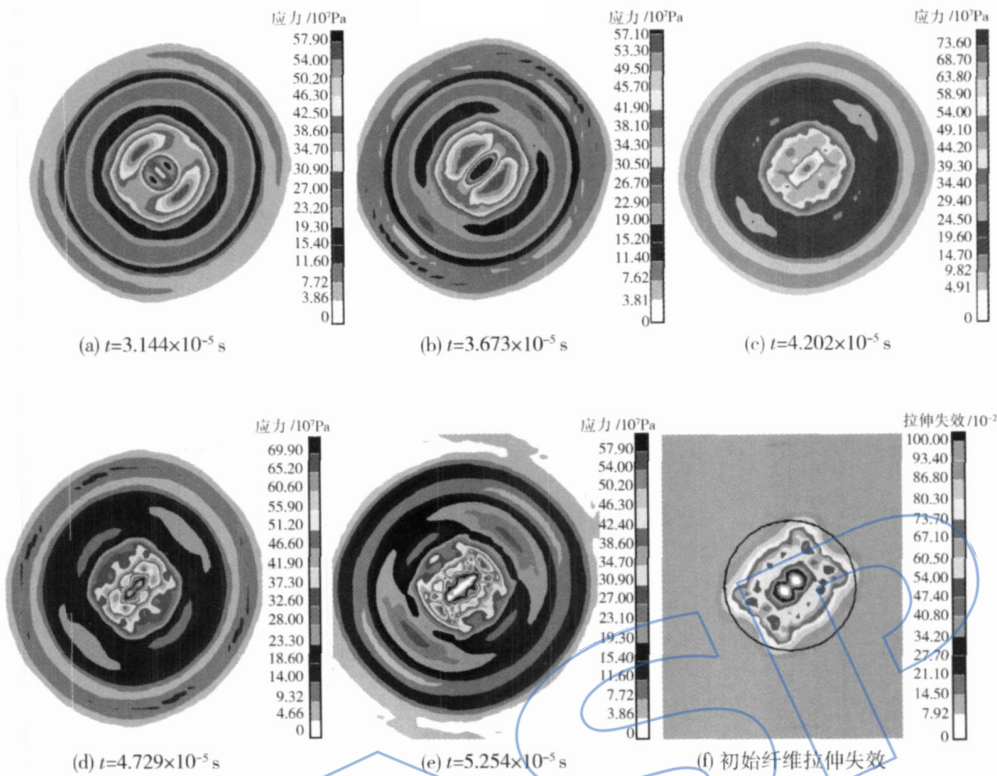


图 3 发生损伤前后等效应力云图及初始损伤情况
Fig. 3 Fringe of the effective stress and initial damage

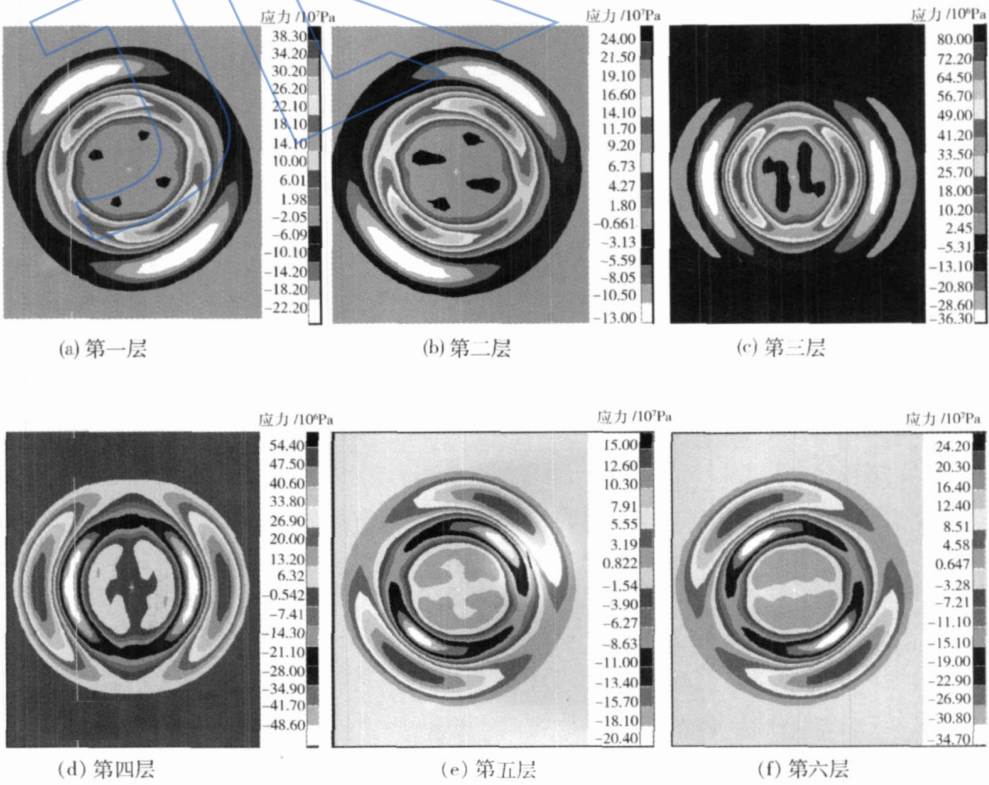


图 4 同时刻各铺层的 x 方向应力云图

Fig. 4 Stress along x axial on different layers at the same moment

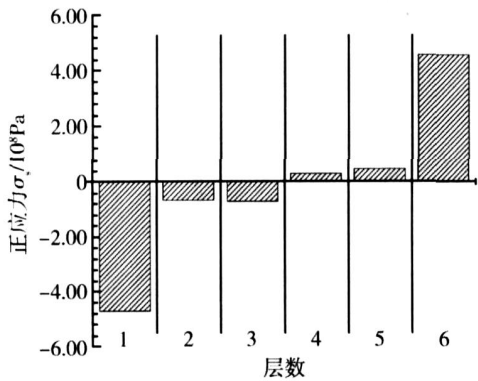


图 5 某一时刻各层正应力分布

Fig. 5 Distribution of normal stress on different layers at the same moment

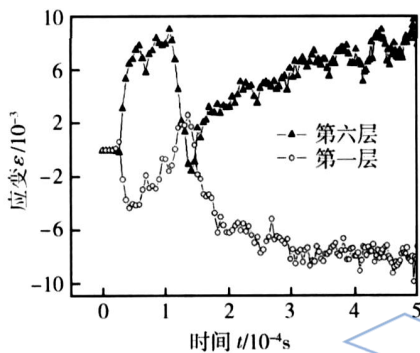


图 6 第一层与第六层应变时间历程

Fig. 6 Time history of stress on the first and sixth layer

3 层合板吸能影响因素分析

构件受撞击过程中的吸能情况能直接反映其抵抗冲击的能力,因此,本文下面采用上文的计算模型,分析鸟体撞击层合板过程中各种参数变化对吸收能量的影响。

3.1 铺层顺序

为了分析铺层顺序对层合板吸收鸟体冲击能量的影响,本文分别做了铺层顺序为 (60/0/60), (30/0/30), (90/0/90) 鸟撞击算例,分别用 EX1, EX2, EX3 表示。从图 7 不同铺层顺序下鸟体总的能量时间历程曲线可以看出不同的铺层顺序层合板吸收的能量不同。计算结束时,EX1 和 EX3 鸟体能量的减少量比 EX2 多出 10.86% 和 15.36%。这样实际工程设计中在不改变原有板质量的情况下,通过改变各个层的铺层角就可以明显的改善层合板抵抗鸟体冲击的能力。

3.2 层合板材料参数

图 8 给出了不同密度 (800, 1 200, 1 600 kg/m³) 层合板鸟撞击情况下鸟体总能量时间历程,分别用 EX4, EX5, EX6 表示。计算结束时,EX5

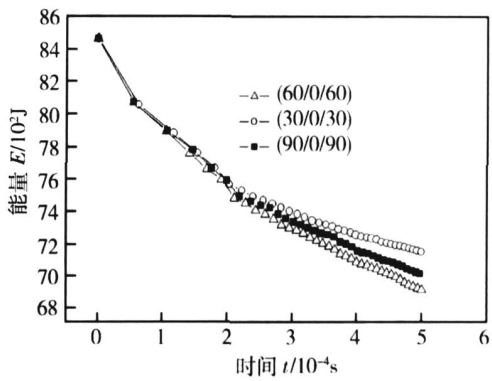


图 7 不同铺层顺序情况下鸟体的总能量时间历程

Fig. 7 Time history of bird energy at different ply stacking sequences

和 EX6 鸟体能量的减少值与 EX4 相差 10.81% 和 28.04%,板的密度越大鸟体能量下降越快,相应的板吸收的能量就越大,对鸟体冲击的抵抗能力越强。但是,如果在进行复合材料构件结构设计时选择密度大的层合板,必然会增加整个结构的重量,有悖最小重量的设计原则,因此应该权衡关系,选择吸能效果好同时结构增重在许可范围的材料。

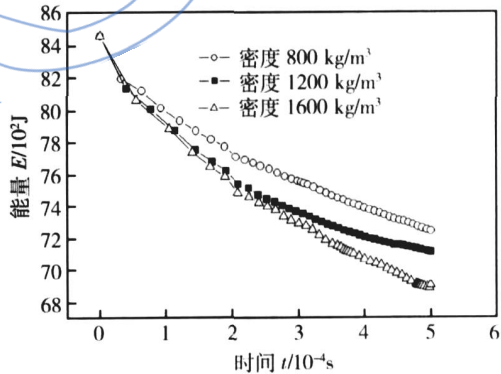


图 8 鸟与不同密度层合板撞击情况下鸟体总能量时间历程

Fig. 8 Time history of bird energy when the bird impact laminates with different densities

3.3 鸟体参数

图 9 和图 10 分别给出了 (±60/0)s, (90/45/0)s 两种不同的铺层顺序下,层合板吸收能量和吸能百分数随鸟体密度变化的情况,能量吸收百分数反映被板吸收的能量在初始总能量中所占的比值。鸟体密度为 1 500 kg/m³ 时,两种铺层板吸能比密度 600 kg/m³ 时分别提高了 21.9%, 30.80%,但吸能百分数呈下降趋势,分别下降了 8.0%,6.5%。这说明层合板吸收的能量随着鸟体密度的增加而增加,但能量吸收百分数逐渐减少。

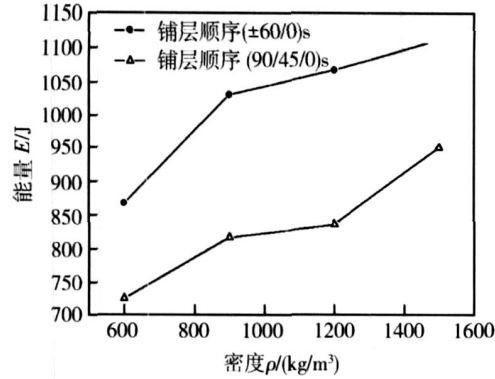


图 9 层合板吸收能量随鸟体密度的变化

Fig. 9 Absorbed energy by laminates for different densities of the birds

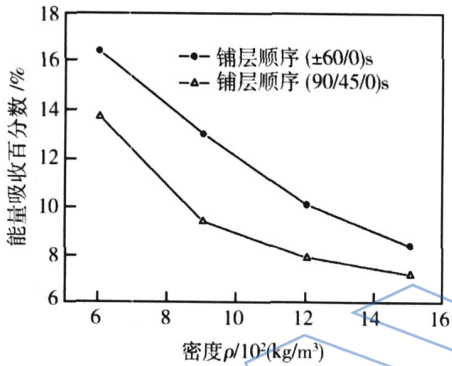


图 10 层合板能量吸收百分数随鸟体密度的变化

Fig. 10 Absorbed energy percent by laminates for different densities of the birds

本文鸟体定义为线性流体材料,该材料模型需要定义鸟体体积模量表征冲击过程中鸟体内部压力.图 11 给出了不同体积模量的鸟体与同参数层合板相撞后,鸟体的总能量时间历程.从图上可以看出,体积模量的变化对层合板吸收能量影响很小,并且吸收能量与体积模量的变化并不成比例关系.

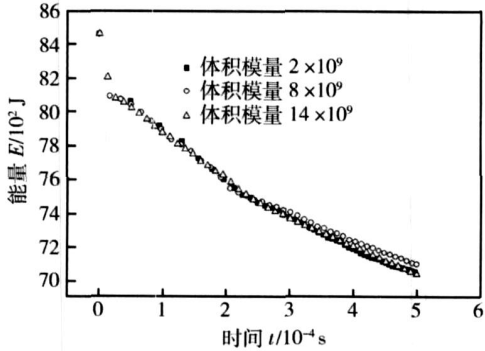


图 11 层合板吸收能量随鸟体体积模量的变化

Fig. 11 Absorbed energy by laminates for different bulk modulus of the birds

4 结 论

本文主要结合文献试验对层合板鸟撞过程进行数值计算,分析了层合板的损伤情况以及某一时刻各层的应力、应变情况;对比分析了铺层顺序、层合板参数、鸟体参数的变化对层合板吸收能量的影响,计算结果表明:1) 鸟体速度高于贯穿阈值时,层合板被穿透面积与鸟体外轮廓相当,纤维拉伸失效开始发生在板中心处;2) 撞击过程中层合板存在一中性面,中性面一侧受拉,另一侧受压,而且上下表面应变近似对称;3) 不改变原有板质量的情况下,通过改变各个层的铺层角可以明显的改善层合板抵抗鸟体冲击的能力;4) 鸟体速度高于贯穿阈值时,层合板吸能随着层合板密度的增加而提高;5) 鸟体体积模量的变化对层合板吸收能量影响较小;6) 随着鸟体密度的增加,层合板吸收能量增加,能量吸收百分数呈下降趋势.

参考文献:

[1] Silva M A G, Gsmasiu C, Chiorean C G. Numerical simulation of ballistic impact on composite laminates [J]. International Journal of Impact Engineering, 2005, 31: 289-306.

[2] Wambua P, Vangrimde B, Lomov S. The response of natural fibre composites to ballistic impact by fragment simulating projectiles [J]. Composite Structures, 2007, 77: 232-240.

[3] Johnson A F, Holzapfel M. Modelling soft body impact on composite structures [J]. Composite Structures, 2003 (61): 103-113.

[4] McCarthy M A, Xiao J R, Petrinic N, et al. Modeling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates-Part 1: Material modelling [J]. Applied Composite Materials, 2004, 11: 295-315.

[5] McCarthy M A, Xiao J R, Petrinic N, et al. Modeling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates-Part2: Modelling of impact with SPH bird model [J]. Applied Composite Materials, 2004, 11: 317-340.

[6] Cheng J Y, Roberts G D, Binienda W K. Finite element simulation of soft projectiles impacting composite targets [R]. AIAA 2004-1923.

[7] Roberts G D, Pereira J M. Ballistic impact of composite plates and half-rings with soft projectiles [R]. AIAA 2003-1757.

[8] Morita H, Tsang P H W. Soft body impact damage on CF/ PEEK laminates using gelatin projectile [J]. Journal of reinforce Plastics and Composites, 1997, 16(14): 1331-1341.

[9] 沈观林. 复合材料力学[M]. 北京:清华大学出版社, 1996.