

文章编号: 1671-6833(2015)06-0076-04

采用流固耦合方法的复合材料层合板鸟撞分析

李 成, 郭文辉, 铁 瑛

(郑州大学 机械工程学院, 河南 郑州 450001)

摘 要: 基于流固耦合的方法, 利用 ANSYS/LS-DYNA 软件构建了复合材料层合板鸟撞损伤模型, 通过分析层合板鸟撞后的动响应验证了鸟撞过程的 4 个阶段, 探讨了鸟撞过程中冲击波在层合板中的传递情况; 分析了层合板在鸟撞时先后出现的基体压缩、基体开裂以及纤维断裂这一损伤过程; 研究了铺层方式对鸟撞后鸟体的剩余能的影响。结果表明: 合理的设计铺层方式可以有效提升层合板抗撞能力。

关键词: 流固耦合; 复合材料; 鸟撞; 动响应; 损伤分析

中图分类号: V215 **文献标志码:** A **doi:** 10.3969/j.issn.1671-6833.2015.06.015

0 引言

航空航天由于追求卓越性能的特点, 率先成为了复合材料技术实验和技术转化的战场, 然而飞机等飞行器在起飞和着陆以及在低空、高速飞行过程中, 经常发生和飞鸟、碎石等碰撞的情况, 从而导致复合材料的损伤和破坏^[1]。由于复合材料层合板的各向异性以及铺层特点, 全部通过试验的方法来研究这些问题耗时耗力, 效果也不佳^[2], 但通过数值模拟方法对复合材料的高速冲击损伤进行研究, 对于飞行器的抗撞设计及复合材料再利用有重要的应用价值^[3]。万小鹏等^[4]利用 LS-DYNA 软件对飞机的机翼前缘进行了抗鸟撞的数值分析。结果表明: LS-DYNA 在模拟高速撞击时有较高的准确度; 杜龙^[5]利用 ABAQUS 采用 CEL(耦合欧拉-拉格朗日)方法研究了某型无人机复合材料机翼前缘的鸟撞问题, 分析了鸟体速度、密度等对于鸟撞动响应的影响; 潘雄等^[6]采用 SPH 方法针对纤维金属层板进行了鸟撞的动响应分析, 探讨了层合板的参数对于鸟撞的影响。

笔者针对高速冲击下的软体冲击即鸟撞问题, 基于有限元软件 ANSYS/LS-DYNA, 采用流固耦合方法, 结合 ALE(任意拉格朗日-欧拉)算法, 建立复合材料层板冲击损伤模型并对其进行

分析, 探讨其冲击动响应及损伤情况。

1 损伤分析模型及边界条件

1.1 鸟撞层合板几何及有限元模型

采用 LS-DYNA 进行流固耦合分析时通过 * constrained_lagrange_in_solid 关键字, 将流体和固体单元耦合在一起, 这需要提供鸟体材料扩散流变的空气域。

在以往的文献中, 鸟体几何模型及空气域主要有如图 1(a)、(b) 所示两种情况^[7], 即正方体形的鸟体造型和中间圆柱两端球形的造型, 而空气域均为立方体造型。现通过查阅大量资料并通过实际模拟对比优化, 鸟体几何外形采用中间圆柱两端球形的造型, 质量采用国际通用的 1.8 kg, 空气域则设计为与鸟体相仿的中空造型, 二者均采用 solid164 单元构建, 如图 1(c) 所示。

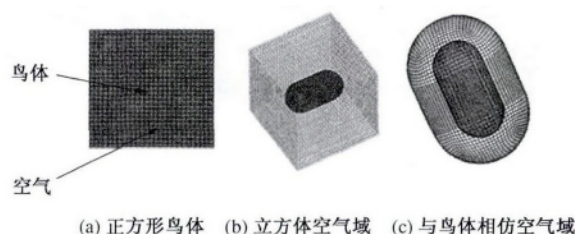


图 1 鸟体有限元模型

Fig. 1 Finite element model of the bird

鸟体几何外形如图 2(a) 所示, 单位为 cm。对

收稿日期: 2015-06-20; 修订日期: 2015-08-10

基金项目: 国家自然科学基金民航联合研究重点支持项目(U1333201); 国家自然科学基金资助项目(51205370)

作者简介: 李成(1962—), 男, 新疆乌鲁木齐人, 郑州大学教授, 博士, 博士生导师, 主要从事复合材料强度研究, E-mail: chegnli@zzu.edu.cn.

于层合板,考虑到高速冲击下,层合板的破坏形式主要为板内损伤,故层合板采用 shell163 单元构建,并且不再设置层间单元,其尺寸为长宽均为 500 mm 的正方形板,鸟体采用垂直撞击方式,最终的鸟撞层合板有限元模型如图 2(b) 所示。

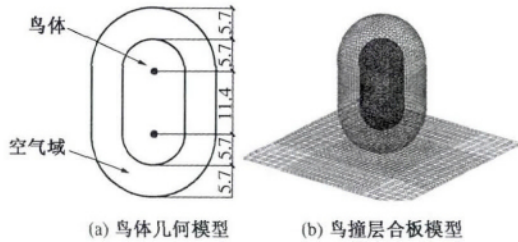


图 2 鸟体几何模型及鸟撞层合板模型

Fig. 2 Geometry model of bird and the bird impact laminates model

1.2 鸟体及层合板材料模型和参数的选取

1.2.1 鸟体材料模型及参数

考虑到鸟撞层合板是一个瞬时的高度非线性碰撞,其冲击过程中鸟体会呈现出流体的性质,会产生流变和大变形,甚至破碎。而在流体处理的过程中,需要同时使用两种方式来描述材料,即用本构模型来描述应力和应变,用状态方程来描述体积变形和压力,因此,鸟体的材料模型采用 LS-DYNA 本身提供的空材料模型* mat_null 来表示其本构,而采用状态方程 EOS 来表示其压力行为应力组件,这样一起为材料提供应力张量。

鸟体和空气域部分参数列于表 1^[8]。表中, C 为压力截断值; S_1 、 S_2 为 $v_s - v_p$ 曲线的斜率。

表 1 鸟体及空气参数^[8]

Tab. 1 the parameters of the bird and air

项目	密度/(g·cm ⁻³)	C	S_1	S_2
鸟体	0.998 00	1.647	1.921	-0.096
空气	0.001 25	0.343	0	0

1.2.2 层合板材料模型及参数

层合板考虑到其单元属性及可能发生的破坏形式,采用 LS-DYNA 提供的 22 号材料模型* mat_composite_damage 来模拟,该模型为 Chang-Chang Composite Failure Model,主要包含 3 个失效准则。

(1) 基体开裂失效:

$$F_{\text{matrix}} = \left(\frac{\sigma_2}{S_2} \right)^2 + \bar{\tau}. \quad (3)$$

当 $F_{\text{matrix}} > 1$ 时,基体开裂失效。

(2) 压缩失效:

$$F_{\text{comp}} = \left(\frac{\sigma_2}{2S_{12}} \right)^2 + \left[\left(\frac{C_2}{2S_{12}} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_2}{C_2} + \bar{\tau}. \quad (4)$$

当 $F_{\text{comp}} > 1$ 时,材料压缩失效。

(3) 纤维断裂失效:

$$F_{\text{fiber}} = \left(\frac{\sigma_1}{S_1} \right)^2 + \bar{\tau}. \quad (5)$$

当 $F_{\text{fiber}} > 1$ 时,材料最终失效,之后材料参数均被重置为 0。

上述 3 个失效准则公式中, S_1 为纵向拉伸强度; S_2 为横向拉伸强度; S_{12} 为剪切强度; C_2 为横向压缩强度; σ_1 、 σ_2 为材料两个方向的主应力; $\bar{\tau}$ 为剪切应力与剪切强度的比值; F_{matrix} 、 F_{comp} 、 F_{fiber} 分别为基体开裂、基体压缩、纤维断裂判断系数。

层合板单层板参数列于表 2。表中 ρ 为密度; E_{11} 、 E_{22} 、 E_{33} 为 3 个方向的弹性模量; PR_{12} 、 PR_{23} 、 PR_{31} 为 3 个方向泊松比; G_{12} 、 G_{23} 、 G_{31} 为 3 个方向的剪切模量; X_T 、 Y_T 分别为纵向和横向拉伸强度; Y_C 为横向压缩强度; E 为体积模量; γ 为剪切强度。

表 2 层合板单层材料参数

Tab. 2 the material parameters of single layer

参数	数值	参数	数值
$\rho/(g \cdot cm^{-3})$	1.78	G_{12}/GPa	4.17
$E_{11} = E_{22}/GPa$	23.5	G_{23}/GPa	1.8
E_{33}/GPa	8.1	G_{31}/GPa	1.8
PR_{12}	0.13	Y_T/GPa	0.4
PR_{23}	0.13	X_T/GPa	0.004 6
PR_{31}	0.13	Y_C/GPa	0.4
E/GPa	10.6	γ/GPa	0.116

1.3 初始及边界条件

考虑到鸟撞一般发生在飞机起飞和降落等场合,其冲击速度一般设置在 75 ~ 150 m/s; 对复合材料层合板,采用四边固支的方式,以模拟鸟撞时较真实的情况。

2 结果及分析

2.1 鸟撞层合板动响应分析

给鸟体赋予 120 m/s 的相对速度,使其正面撞击四边固支的复合材料层合板,图 3 给出了层合板撞击中心点的接触压力随时间的变化曲线。从图 3 可以看出,大约 0.52 ms 时撞击开始,此时压力迅速增大,达到最大 65 MPa 后开始减小,随后压力值不断振荡,不过振幅不断减小,最终会因为该单元的彻底失效而使压力值为 0,此处由于计算时间的终止,故而最终未能显示到该单元失

效时的状态. 根据文献[9], 理想鸟体与层合板相撞时, 其接触压力变化会分为 4 个阶段, 分别是初始冲击、压力衰减、压力稳定及压力终止. 本文的模拟结果与该过程基本吻合, 这一方面验证了所建模型的正确性; 同时也进一步描述了鸟体在高速冲击下的流变过程.

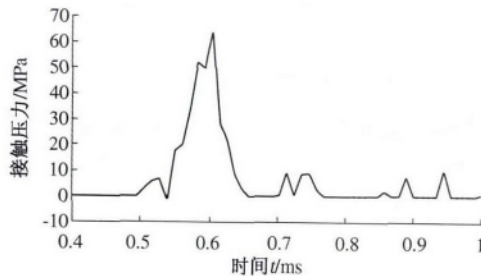


图3 鸟撞中心点接触压力变化曲线

Fig. 3 Contact pressure curves of the center point of bird impact

为了进一步研究鸟撞的动响应过程, 选取层合板上从中心到边缘同一直线上的 5 个单元, 如图 4 所示. 提取其接触压力, 并绘制时间历程曲线如图 5 所示. 从图 5 可以看出, 单元 A 由于处于层合板中心, 首先遭受冲击, 于是其应力值首先达到最大, 之后迅速衰减, 而单元 B、C、D、E 的压力变化趋势则与 A 相仿, 这是由于鸟刚撞上时, 速度急剧减小, 压力急速增大造成, 但由于鸟体流变, 所以压力又迅速衰减; 当时间达到 0.8 ms 时, 单元 C 衰减后的应力重新开始增大, 当达到一定数值后开始第二次衰减, 而单元 B 在 0.9 ms 时则有相同的趋势, 这是由于冲击波回弹造成了应力的二次增大, D、E 由于计算时间终止的关系而没有出现类似现象. 这说明, 层合板遭受鸟撞之后, 一方面其应力会迅速增大, 并向周围扩散, 另一方面应力波还会在板中来回的振荡传递, 从而对板不断的相互作用, 直至最终衰减为 0.

2.2 层合板损伤分析

图 6 给出了鸟撞层合板不同时刻的应力云图. 从图 6 可以看出, 当 $t = 0.524$ ms 时, 鸟体开始与层合板撞击, 此时层合板的应力开始出现; 当

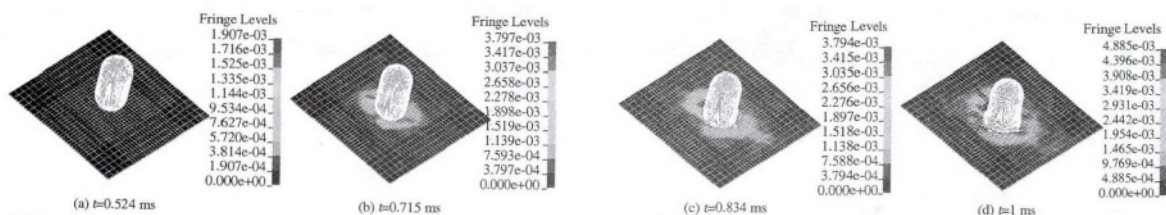


图6 不同时刻鸟撞层合板应力云图

Fig. 6 Vonmises of bird impact in different time

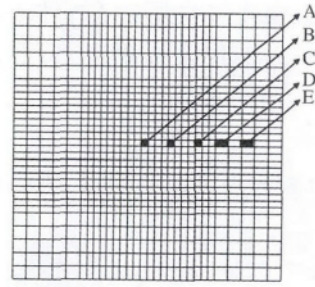


图4 距离中心不等处的单元

Fig. 4 The elements of different distance to the center

$t = 0.715$ ms 时, 鸟体出现部分流变, 并向周围扩散, 最大应力达到 379.7 MPa, 鸟体开始对层合板进行贯穿, 此时层合板中心处部分单元由于基体压缩等因素而出现不可见失效; 当 $t = 0.834$ ms 时, 鸟体流变比较明显, 由于鸟体的流变, 层合板最大应力值基本稳定在 379 MPa 左右, 但由于位移的不断增大, 层合板部分单元出现了纤维断裂, 从而最终失效, 其失效单元被删除. 在图中可以看到失效单元所在的位置; 当 $t = 1.0$ ms 时, 计算终止, 此时, 层合板已被深度贯穿, 鸟体也发生大范围的扩散, 层合板中心处大部分单元由于过大的拉伸位移, 而造成纤维断裂等最终失效.

2.3 不同铺层方式下鸟体剩余能分析

鸟体在撞击层合板后, 其剩余能量的多少, 可以作为层合板抗撞能力的一个指标. 在此, 设置不同铺层方式的层合板, 使其承受正面的鸟体冲击, 之后根据鸟体的剩余能, 可以判断铺层方式对于层合板抗鸟撞的影响. 图 7 绘出了 [0/45/90/45/0],

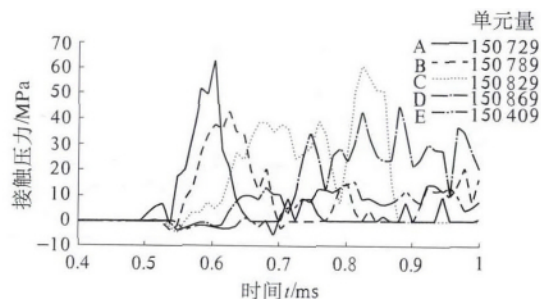


图5 所选单元接触压力变化

Fig. 5 Contact pressure of the selected elements

[0/90/0/90/0], [45/-45/45/-45/45] 3种铺层下的鸟体动能时间历程曲线。通过比较,采用后两种铺层方式下的鸟体能量损失分别比第一种多7.7%和6.84%,即层合板在后两种铺层下所吸收的能量均多于第一种铺层的情况。可见在不改变层合板质量的情况下,通过改变铺层方式是可以有效提升层合板的吸能情况,从而提高其抗撞击能力。

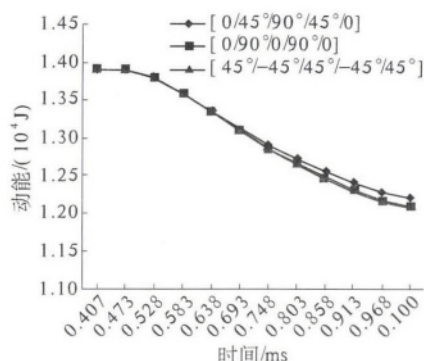


图7 不同铺层方式下鸟体动能时间历程曲线

Fig. 7 The time-history curve of the bird kinetic energy of different layer styles

3 结论

通过流固耦合方法,对鸟撞层合板进行分析,主要得出以下结论:

(1) 层合板在遭受鸟撞的情况下,其中心处压力会经历迅速增大、衰减、振荡,最终减小为零。这样一个过程,在该过程中,冲击波从中心向周围传递,同时冲击过程中会出现波的来回振荡。

(2) 在鸟撞过程中,鸟体会出现较大流变,而层合板则由于鸟体的正面冲击,先后出现基体压

缩、基体破裂、纤维断裂,以致最终失效这一过程。

(3) 在不改变层合板质量的情况下,合理的铺设层合板铺角可以有效的提升其抗撞击能力。

参考文献:

- [1] 贾建东,李志强,杨建林,等. 用 SPH 和有限元方法研究鸟撞飞机风挡问题[J]. 航空学报, 2010, 31(1): 136-142.
- [2] LAVOIE M A, GAKWAYA A, NEJAD ENSAN M, et al. Bird's substitute tests results and evaluation of available numerical methods[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36(10): 1276-1287.
- [3] HANSEN A G, GIRARD Y, OLOVSSON L, et al. A numerical model for bird strike of aluminium foam-based sandwich panels[J]. International Journal of Impact Engineering, 2006, 32(7): 1127-1144.
- [4] 万小鹏,龚伦. 基于 ANSYS/LS-DYNA 的飞机机翼前缘抗鸟撞分析[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(2): 285-288.
- [5] 杜龙. 基于欧拉-拉格朗日方法的复合材料机翼前缘鸟撞模拟[J]. 振动与冲击, 2012, 31(7): 137-141.
- [6] 潘雄. 纤维金属层板鸟撞响应分析及应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2011.
- [7] 郑涵天,王富生,岳珠峰. 复合材料雷达罩鸟撞破坏流固耦合动响应分析[J]. 振动与冲击, 2012, 31(8): 170-175.
- [8] 叶党勇,李裕春,张胜民. 基于 ANSYS/LS-DYNA8.1 进行显式动力分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005: 201-202.
- [9] 林长亮,王浩文. 采用流固耦合方法的直升机桨叶鸟撞数值模拟[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(1): 1-6.

Analysis of Bird Impact on Composite Laminates by Fluid-Solid Coupling Method

LI Cheng, GUO Wenhui, TIE Ying

(School of Mechanical Engineering, Zhengzhou University, Zhengzhou 450001, China)

Abstract: With the fluid-solid coupling method, damage model of the composite laminates under bird impact is built by using the software LS-DYNA; through analyzing the dynamic response of the laminates, four stages of the bird impact process are verified, and spreading of the impact wave in the laminates is discussed. The progressive damage process of matrix compression, matrix cracking, and fiber fracture during the bird impact is analyzed. The effect of different layer styles on residual energy of the bird after impact is studied, and the result proves that properly designed layer style can improve the anti-impact capacity of the laminates effectively.

Key words: fluid-solid coupling; composite; bird impact; dynamic response; damage analysis