

文章编号: 1001-1455(2009)01-0080-05

基于 PAM-CRASH 的鸟撞飞机风挡动响应分析*

刘 军, 李玉龙, 徐 绯

(西北工业大学航空学院航空结构工程系, 陕西 西安 710072)

摘要: 结合显式动力分析有限元软件 PAM-CRASH 及其提供的 SPH 算法, 建立了鸟撞飞机风挡数值分析模型。对某飞机风挡进行了动响应分析, 计算了风挡中轴线上四点位移时间曲线; 鸟撞击过程的仿真结果表明, SPH 鸟体模型能有效模拟撞击时鸟体溅射成碎片的情形; 建立了鸟撞击作用下风挡破坏判据, 对风挡在试验条件下是否破坏进行了模拟计算。计算结果和试验结果吻合较好, 表明本文建立的鸟撞飞机风挡数值模型是有效的。

关键词: 固体力学; 鸟撞; PAM-CRASH; 风挡; SPH

中图分类号: O347

国标学科代码: 130 · 1565

文献标志码: A

1 引言

鸟撞是指飞机等飞行器与天空中飞行的鸟类相撞造成的飞行事故。随着航空事业的发展, 自 20 世纪 40 年代起, 随着飞行器数量及低空高速飞行的增加, 鸟撞引发的灾难性事故越来越多, 特别是军用飞机在作低空高速飞行时发生鸟撞事故的几率更大^[1-2]。数值模拟是风挡抗鸟撞击损伤研究的一个重要方面, 然而真实的鸟体有骨有肉, 其本构关系难以描述。而且在撞击风挡过程中呈现大变形, 难以对鸟体建立准确的数值模型^[3-4]。目前关于鸟体的数值模拟, 在本构模型方面主要以带失效模式的塑性动力学模型和带状态方程的近似弹塑性材料模型以及水动力流体材料模型为主。在有限元离散求解方法方面主要以 Lagrange 算法和 ALE(Arbitrary Lagrange Euler)算法为主。Lagrange 算法在分析鸟撞击问题时, 难以避免有限元网格的严重畸变, 影响数值计算精度。对于高速撞击, 网格畸变会引起显式时间积分步长过短, 大幅度增加计算工作量。采用 ALE 算法, 虽然可以避免网格严重畸变, 但在分析时需要不断重构网格, 这样会大幅度增加计算时间, 也会影响数值计算精度。

本文中针对上述问题, 基于碰撞冲击仿真软件 PAM-CRASH 提供的 SPH 算法对大变形软体撞击问题精确的模拟能力和软件丰富的材料本构模型库, 建立鸟撞某飞机风挡数值分析模型, 对风挡进行鸟撞动响应分析。

2 SPH 算法

光滑粒子流体动力学(smoothed particle hydrodynamics, SPH)方法^[5], 是 L. B. Lucy 于 1977 年提出的一种无网格化 Lagrange 算法, 其核心是一种插值方法。SPH 算法将材料处理成一组流体粒子的集合, 每个粒子具有自己的速度、能量和质量特征, 并被描述为一个与流体性质相关的插值点。SPH 算法基本思想是将连续的求解域离散为一组具有一定质量与流速的运动质点(“粒子”), 每一个质点代表一个已知物理特性的插值基点, 用规则的内插函数计算全部粒子的场函数值, 从而近似描述整个问题的场分布。该算法避免了 Lagrange 算法中的网格畸变、失效及 ALE 算法中的传输和重复计算, 因而逐渐在流体动力学、侵彻、碰撞等领域得到广泛应用。

考虑到鸟撞风挡动态响应的变形特点, 本文中结合使用 SPH 算法和有限元算法。鸟体的模拟采用

* 收稿日期: 2007-09-10; 修回日期: 2008-02-28

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: 刘 军(1979—), 男, 博士研究生。

SPH 算法,用流动的粒子描述鸟体的大变形、破碎及飞散,风挡有限元网格采用 Lagrange 算法。SPH 粒子与 Lagrange 单元的接触采用基于罚函数的接触算法,相当于在接触界面设置一法向弹簧,如果 SPH 粒子穿透 Lagrange 单元,将受到弹簧反方向的作用力,以此实现接触作用^[5]。

3 计算模型

某飞机风挡为单层非定向均匀厚度风挡,其实体模型由 IGES 格式文件导入 VISUAL-MESH 软件中划分网格生成有限元模型,网格采用 Belytschko-Tsay 单元,该单元为 4 节点的空间薄壳单元。将有限元网格模型文件导入 VISUAL-HVI 中进行前处理,风挡材料为 3[#] 航空有机玻璃,改进了的“朱-王-唐”非线性粘弹性材料模型如下^[6]

$$\sigma = E_0 \epsilon + (\alpha + 10^4 \lg \dot{\epsilon}) \epsilon^2 + (\beta + 10^4 \lg \dot{\epsilon}) \epsilon^3 + \dot{\epsilon} \left\{ 0.015 + \sum_{i=1}^6 E_i \theta_i \left[1 - \exp\left(-\frac{\epsilon}{\theta_i \dot{\epsilon}}\right) \right] \right\} \quad (1)$$

式中: σ 、 ϵ 、 $\dot{\epsilon}$ 分别表示应力、应变、应变率, E_0 、 α 、 β 为材料的弹性常数, E_i 、 θ_i 分别为第 i 个松弛模式的松弛模量和松弛时间。 σ 、 E_0 、 α 、 β 、 E_i 的单位为 MPa, $\dot{\epsilon}$ 的单位为 s^{-1} , θ_i 的单位为 s。本构模型中的参数分别为: $E_0 = 2\,950$ MPa, $\alpha = 10\,900$ MPa, $\beta = -96\,400$ MPa, $\theta_i = 100, 10, 0, 0.1, 0.01, 0.001$ s, $E_i = 745, 278, 251, 240, 393, 873$ MPa。该模型在室温下从 $1.0 \times 10^{-4} \sim 2.0 \times 10^3 s^{-1}$ 的应变率范围内对试验数据都有很好的拟合结果。

鸟体质量 $m_b = 1.8$ kg, 鸟体密度 $\rho_b = 900$ kg/m³, 鸟体外形为圆柱体和两端半球的圆柱体。在 VISUAL-MESH 中建立 8 节点鸟体有限元网格单元,然后将有限元网格模型转化为 SPH 模型,并导入 VISUAL-HVI 中进行鸟体模型前处理。鸟体材料模型选用 Murnaghan 状态方程

$$p = p_0 + B[(\rho/\rho_0)^\gamma - 1] \quad (2)$$

式中: p 和 p_0 为现时压力和初始压力, ρ/ρ_0 为现时密度与原始密度的比值, γ 为放大系数, B 为体积弹性模量。鸟体使用家鸡时, $B = 0.128$ GPa, $\gamma = 7.98$ ^[7]。

在鸟体与风挡模型全部建立完成后,定义彼此之间的接触方式(即软件中的点面接触)、初始条件(鸟体初速度)和边界条件(固支边界)及计算时间等参数信息,即可完成鸟撞飞机风挡有限元模型的建立。建立的鸟撞飞机风挡有限元模型如图 1 所示。图 2 为鸟撞过程中风挡中轴线上各测点的位置。

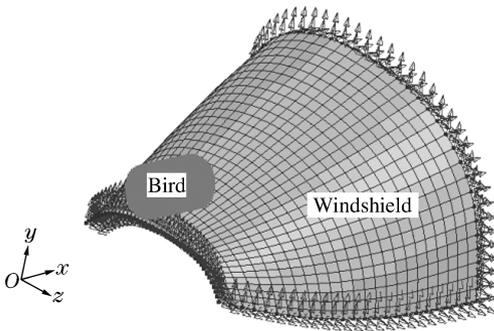


图 1 鸟撞飞机风挡有限元模型

Fig. 1 FE model of the bird-impact windshield

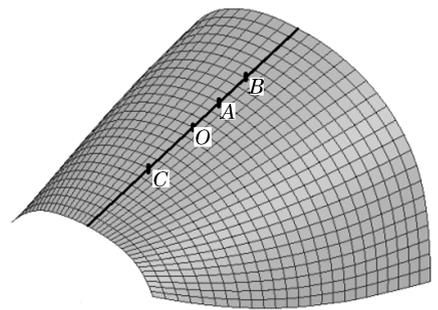


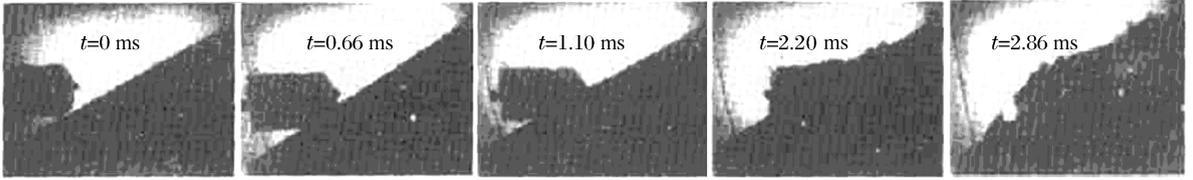
图 2 中轴线上位置示意图

Fig. 2 Schematic for sites on the medial axis

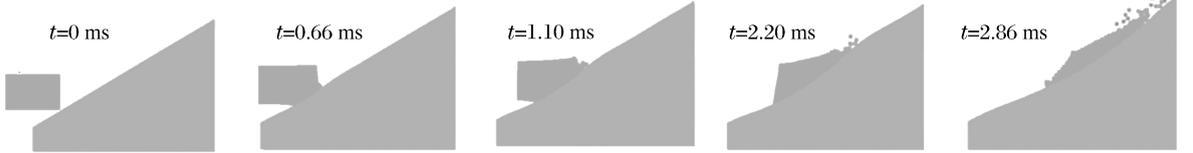
4 计算结果

4.1 鸟撞过程仿真分析

对鸟撞某飞机风挡过程进行的跟踪拍摄^[8],如图 3(a)所示。鸟体与风挡接触后,风挡玻璃首先发生局部变形,在撞击点处有明显的凹陷。随后鸟体被逐渐压扁并向风挡后部滑移,凹陷也逐渐从撞击中心向风挡后部移动,且凹坑变大。由于弹性回弹作用,随后初始接触处的凹陷明显减小。最后鸟体外围被压碎而四处飞溅,剩下大部分从后弧框滑出风挡。图 3(b)给出了与试验初始条件一致时的鸟撞仿真过程,对比可见分析所得鸟撞击过程与试验过程吻合较好。

(a) High-speed photograph^[8]

(b) SPH, cylinder bird



(c) SPH, cylinder-semisphere bird

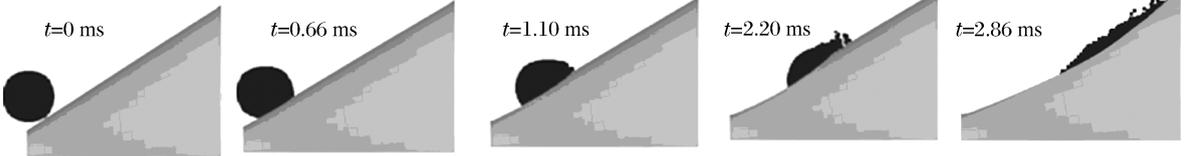


图 3 鸟撞过程

Fig. 3 Bird-impact process

4.2 风挡位移分析

鸟撞某飞机风挡试验的研究中,试验中鸟体速度为 64.4 m/s ^[9]。对鸟体采用两种算法:Lagrange算法和 SPH 算法。图 4 给出了风挡中轴线上 O、A、B、C 四点位移试验结果与计算结果的对比。可以

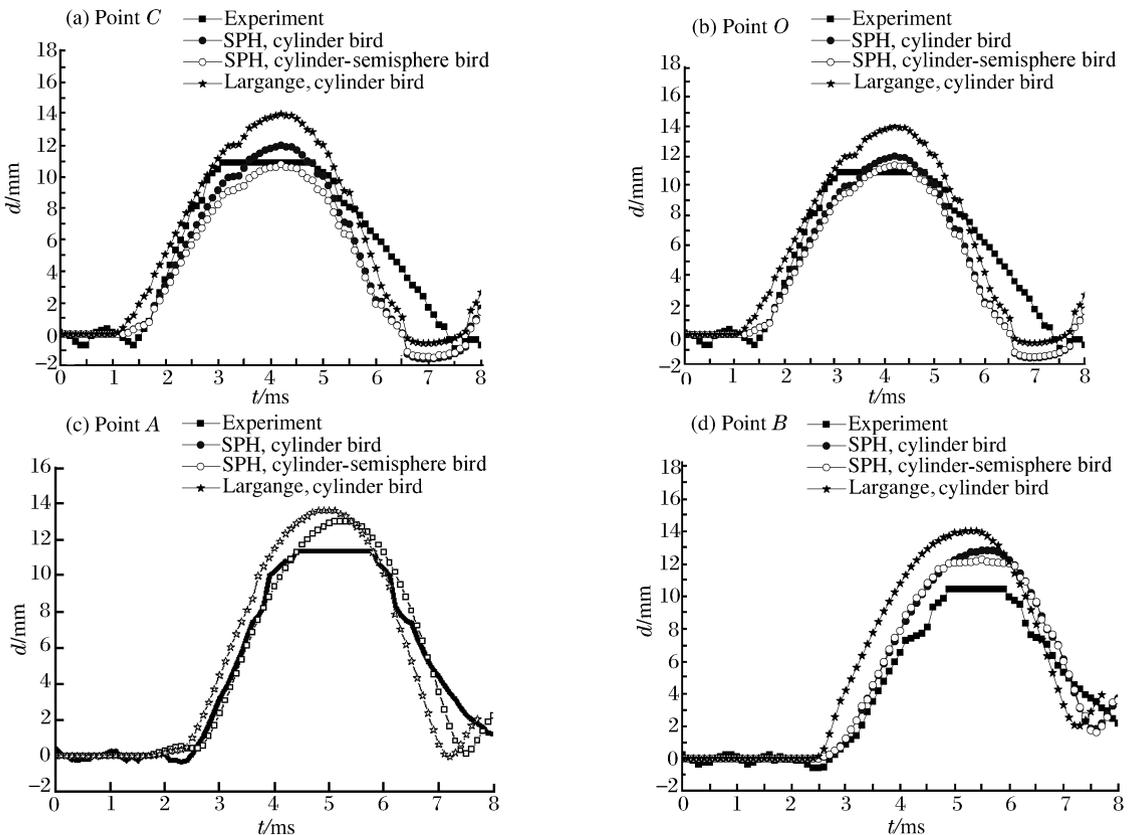


图 4 位移的试验和计算结果

Fig. 4 Experimental and simulated displacement-time curves

看出,SPH 方法计算结果较 Lagrange 方法计算结果更贴近试验结果,鸟体外形采用圆柱体和两端半球的圆柱体,对计算结果影响很小。试验中由于测量超出位移传感器的量程,所以位移曲线峰值均被削平,但是由曲线的趋势仍然可以看出位移峰值的范围。

4.3 风挡破坏分析

根据航空有机玻璃材料的特点,选用 PAM-CRASH 中带有失效模式的材料类型来模拟风挡。当材料应变值达到失效应变时,材料发生失效,失效单元在计算中被自动删除,因此风挡玻璃是否破坏的判据是其单元应变值是否达到失效应变。飞机风挡在不同厚度玻璃、各种鸟质量和鸟速度下的鸟撞试验,获得了大量的试验结果,并得到航空有机玻璃的失效应变为 0.067^[8]。对以上试验进行了分析计算,并将分析结果与试验结果进行比较,见表 1,由表可见分析和试验所得风挡破坏基本相符,说明本文建立的飞机风挡破坏判据是正确的。图 5 给出了试验与计算破坏位置的对比。

表 1 鸟撞风挡的试验和计算结果

Table 1 Experiment and simulation results of bird-impact windshield

序号	m_b/kg	$v_b/(\text{m/s})$	试验结果	计算结果
1	1.8	90	破坏	单元删除
2	1.8	68	破坏	单元删除
3	1.125	103	无损	模型完整
4	1.35	97	破坏	单元删除
5	1.35	90	无损	模型完整
6	1.35	93	无损	单元删除

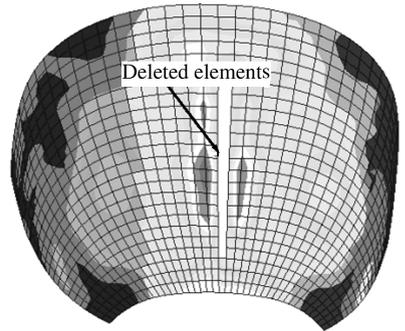


图 5 风挡破坏的试验和计算结果

Fig. 5 Experimental and simulated result of windshield failure

5 结 论

建立了基于 PAM-CRASH 软件的鸟撞飞机风挡数值模型,对鸟撞击过程中风挡动响应进行分析计算,得到以下结论:

(1)与鸟撞风挡试验过程的对比表明,建立的鸟体 SPH 模型能够有效地模拟鸟撞击风挡过程,从而为风挡抗鸟撞设计提供了有力的分析工具;

(2)计算了风挡中轴线上四点位移,SPH 方法计算结果较 Lagrange 方法计算结果更贴近试验结果,鸟体外形对计算结果影响很小,说明建立的鸟撞飞机风挡数值模型是有效的;

(3)计算了鸟撞击作用下风挡破坏,计算结果和试验结果基本相符,说明建立的飞机风挡破坏判据是有效的。

参考文献:

- [1] McCarty R E. MAGNA computer simulation of bird impact on the TF-15 Aircraft canopy[R]. ADA140701,1983.
- [2] McCarty R E. Finite element analysis of F-16 aircraft canopy dynamic response to bird impact loading[R]. AIAA 80-0804,1980.
- [3] 姚小虎,韩强,张小晴. 机圆弧风挡抗鸟撞试验研究[J]. 爆炸与冲击,2005,25(5):417-422.
YAO Xiao-hu, HAN Qiang, ZHANG Xiao-qing. Experimental study on arc windshield of fighter subjected to bird impact[J]. Explosion and Shock Waves, 2005,25(5):417-422.
- [4] Goyal V K. Robust bird-strike modeling based on ALE formulation using LS-DYNA[R]. AIAA 2006-1759,2006.
- [5] 韩旭,杨刚,强洪夫. 光滑粒子流体动力学[M]. 长沙:湖南大学出版社,2005.
- [6] 黄福增,郭伟国. MDYB-3 有机玻璃在不同温度不同应变率下性能研究[J]. 材料科学与工程,2007,25(4):582-586.
HUANG Fu-zeng, GUO Wei-guo. Mechanical behavior of MDYB-3 PMMA at different temperatures and strain rates[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2007,25(4):582-586.
- [7] McCarty M A, XIAO J R. Modeling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fiber metal laminate [J]. Applied Composite Materials, 2004,11:317-340.
- [8] 张志林,姚卫星. 飞机风挡鸟撞响应分析方法研究[J]. 航空学报,2004,25(6):577-580.
ZHANG Zhi-lin, YAO Wei-xing. Dynamatic analysis method on bird impact aircraft windshield[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004,25(6):577-580.
- [9] 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.

Dynamic response analysis of bird-impact aircraft windshields based on PAM-CRASH

LIU Jun*, LI Yu-long, XU Fei

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

Abstract: A numerical analysis model for the bird-impact response of aircraft windshields was proposed by combining the dynamic explicit finite element code PAM-CRASH and the smoothed particle hydrodynamics (SPH) method. The dynamic response of an aircraft windshield to bird-impact loading was simulated by the proposed analysis model. The displacement-time curves for the four points on the medial axis of the aircraft windshield were calculated, the failure criterion for the aircraft windshield subjected to bird-impact loading was developed, and the failure state of the aircraft windshield under the given experimental conditions was numerically calculated. Numerical simulation results of the bird-impact process indicate that the SPH bird model can correctly model the breaking-up of the bird into debris particles. The good agreement between numerical and experimental results illuminates that the numerical simulation model developed in the present paper is valid.

Key words: solid mechanics; bird-impact; PAM-CRASH; windshield; SPH

* Corresponding author: LIU Jun

E-mail address: liujun-top@126.com