

基于 SPH 方法的过渡梁前缘鸟撞分析研究

王振发 吉方进 卢 昊

中航西安飞机工业集团股份有限公司 陕西 西安 710089

【摘 要】：本文针对典型过渡梁前缘结构，建立了带有金属材料损伤断裂准则的鸟撞前缘结构有限元模型，基于光滑粒子流方法（SPH）方法研究了过渡梁前缘结构在特定鸟撞工况下的变形破坏情况。仿真结果表明：鸟撞发生后鸟体破碎程度很大，并沿前缘外形呈流体状飞溅，前缘蒙皮发生褶皱变形。本文研究成果对于今后新机研制中，结构抗鸟撞设计与分析工作有一定的参考价值。

【关键词】：鸟撞；前缘；光滑粒子流体动力学；损伤断裂

1 引言

鸟撞是指飞机等飞行器与飞行鸟类相撞造成飞行事故的简称，随着日益增加的低空高速飞行任务需求，鸟撞事件报道也随之增多。鸟撞事件往往具有突发性和多变性两个特点，鸟撞事故会造成飞机机体结构损伤，严重时将导致机毁人亡。据统计，自 1912 年至 2009 年，鸟撞事件造成了 55 次重大飞行事故，其中 108 架飞机损毁，277 人丧生。鸟撞事件如今已被国际航空联合会定位为 A 类航空灾难。飞机结构的抗鸟撞实验也已经成为飞机结构设计与强度研究的重要检验过程^[1]。

陈园方等人^[2]研究了铝合金和纤维金属层板蒙皮对典型前缘结构抗鸟撞性能的影响，数值计算和试验结果表明采用不同铺层的纤维金属层板蒙皮能够显著提高前缘结构的抗鸟撞性能。杜龙^[3]基于耦合欧拉-拉格朗日（CEL）方法，研究了不同鸟体速度、鸟体密度和蒙皮铺层形式下某型无人机复合材料机翼前缘的鸟撞动态响应，结果表明鸟体密度不同不影响损伤耗散能曲线趋势，但能量耗散随鸟体密度增大而增大。任冀宾等人^[4]通过有限元仿真计算和抗鸟撞试验研究了具有三角板结构和前缘结构两种新型机翼前缘结构抗鸟撞性能，并根据结构承载和抗鸟撞要求得到了前缘前缘结构最优蒙皮厚度和前缘厚度。

2 SPH 鸟体模型

光滑粒子流体动力学（SPH）方法是一种十分成熟的无网格粒子法，由于其无网格的特点，可以有效避免鸟体撞击数值模拟中鸟体大变形造成的不连续以及大变形等问题。为了进行鸟撞问题数值分析计算，需要对鸟体等飞禽类动物的结构进行简化。一般来说，研究者都忽略鸟体翅膀、头部和爪子等结构，只考虑占鸟体质量大部分的腹部。常用的鸟体几何模型有圆柱体、两端半球的圆柱体^[5-6]。鸟体的 SPH 模型如图 1 所示，鸟体参数见表 1

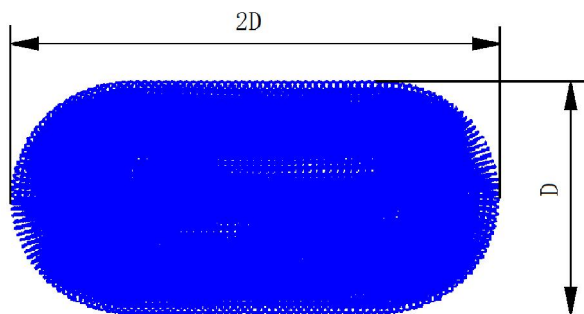


图 1 鸟体 SPH 模型

表 1 鸟体参数

参数	密度	粘性系数	直径	长度
数值	983kg/m ³	1.3e-6	106mm	212mm

当飞鸟高速撞击前缘过程中，鸟体变形特性随撞击速度的增大而表现出流体特性，此时它本身的不均匀性可以忽略。为了准确地模拟模型的响应，一般采用流体动力学模型，采用 *Mie-Grüneisen* 状态方程，在实验中用一定配比的明胶体实现。本文采用的本构方程形式为^[7]：

$$P - P_H = \Gamma(E_m - E_H) \quad (1)$$

$$\Gamma = \Gamma_0 \frac{\rho_0}{\rho} \quad (2)$$

$$E_H = \frac{P_H \eta}{2\rho_0} \quad (3)$$

$$\left(\eta = 1 - \frac{\rho_0}{\rho} \right) \quad (4)$$

ρ_H 是许组贡 (Hugoniot) 压力; Γ_0 是材料常数, 称为

Grüneisen 比; ρ_0 是参考密度; E_H 是许组贡 (Hugoniot)

能。上三式联立消去 Γ 、 E_H , 有:

$$P = P_H \left(1 - \frac{\Gamma_0 \eta}{2}\right) + \Gamma_0 \rho_0 E_m \quad (5)$$

对于线性 $U_S - U_P$ 许组贡 (Hugoniot) 形式:

$$P_H = \frac{\rho_0 c_0^2 \eta}{(1 - s\eta)^2} \quad (6)$$

上式中, c_0 是参考声速; s 是 $U_S - U_P$ 曲线的斜率,

将上式代入后, 有:

$$P = \frac{\rho_0 c_0^2 \eta}{(1 - s\eta)^2} \left(1 - \frac{\Gamma_0 \eta}{2}\right) + \Gamma_0 \rho_0 E_m \quad (7)$$

3 过渡梁前缘有限元模型及材料参数

3.1 前缘结构有限元模型

飞机过渡梁前缘为铆接结构, 主要由蒙皮和隔板组成, 前缘通过托板螺母连接到过渡梁主结构上。该结构高度约 0.66m, 宽约 0.36m, 前缘内部共有三个不同角度分布的隔板, 蒙皮厚度 1.2mm, 隔板厚度 1.5mm, 蒙皮与隔板的结构材料均采用铝合金 2A12。本文选用通用接触类型 (general contact) 定义鸟体与前缘结构的接触, 且未考虑铆钉失效准则, 前缘蒙皮与隔板采用 Tie 连接。整体模型采用壳单元划分, 壳单元模型划分结果如图 2 所示。

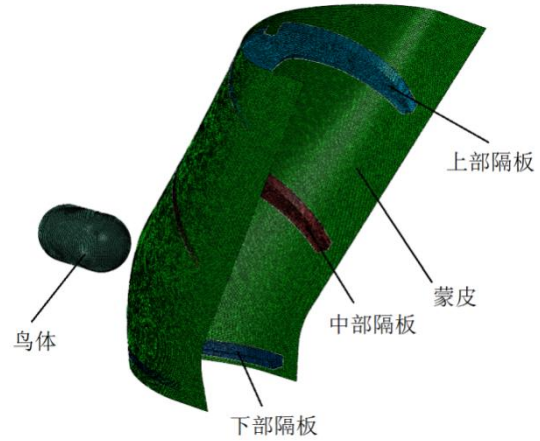


图 2 过渡梁前缘鸟撞有限元模型

3.2 材料参数

Johnson-Cook 本构模型假设材料为各向同性, 将材料加工硬化效应、应变率效应和温度软化效应解耦, 因其形式简单、各项物理意义明确、参数比较容易获得等特点, 在金属冲击和非线性大变形问题上得到了广泛而成功的应用。J-C 本构模型如下式所示^[8]:

$$\sigma_{eq} = (A + B \varepsilon_{eq}^n)(1 + C \ln \dot{\varepsilon}_{eq})(1 - T^{*m}) \quad (8)$$

式中: A、B、C、n、m 均为材料参数; ε_{eq} 为等效塑形

应变; $\dot{\varepsilon}_{eq} = \frac{\dot{\varepsilon}_{eq}}{\dot{\varepsilon}_0}$ 为无量纲等效塑形应变率; $\dot{\varepsilon}_{eq}$ 为等效

塑形应变率, $\dot{\varepsilon}_0$ 为参考应变率; T 为材料当前温度, T_r 为

参考温度, 一般选取室温, T_m 为材料熔点。

$T^* = (T - T_r)(T_m - T_r)$ 为无量纲化试样温度。式等号

右边三个因式分别表示材料加工硬化效应、应变率效应和温度效应对等效塑形应力 σ_{eq} 的影响。

本文采用文献^[9]中的数据进行数值计算, 本构模型参数如表 2 所示。

表 2 Johnson-Cook 本构模型参数

参数	数值
密度	2770kg/m ³

屈服应力	400MPa
弹性模量	71.7GPa
泊松比	0.33
应变硬化系数	989MPa
应变率相关系数	0.001
温度依赖系数	1.426
应变硬化系数	0.654
熔化温度	863K
室温	293K
比热容	921J/kg/K

Johnson-Cook 断裂准则基于累计损伤准则考虑应力三轴度、应变率、温度的影响，且不考虑三者之间的耦合效应，这样易于标定参数。其损伤断裂准则表达式如下^[10]：

$$\varepsilon_f = [D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*)](1 + D_4 \ln \dot{\varepsilon}_{eq}^*)(1 + D_5 T^*) \quad (9)$$

式中： σ^* 为应力三轴度， $\sigma^* = \sigma_m / \sigma_{eq}$ ，静水压力

$\sigma_m = (\sigma_{11} + \sigma_{22} + \sigma_{33}) / 3$ ， σ_{eq} 表示 Mises 等效应力；

D_1 、 D_2 、 D_3 为应力三轴度影响参数； D_4 为应变率敏感

系数； D_5 为温度敏感系数；

单元损伤演化定义为“

$$D = \sum \frac{\Delta \varepsilon_{eq}}{\varepsilon_f} \quad (10)$$

式中： D 为损伤变量； $\Delta \varepsilon_{eq}$ 为等效塑性应变增量。

单元损伤变量初始值为 0，当达到 1 时，即认为材料失效。

4 仿真结果分析

图 3 所示为鸟撞数值模拟结果，结果表明，撞击过程总体上可以分为 2 个阶段。阶段一：鸟体与前缘蒙皮接触，蒙皮受撞击区域将产生一个近似椭圆形的凹坑，随着鸟体高速

移动，撞击坑由小变大，蒙皮撞击凹坑边缘部分单元开始失效，鸟体开始产生撞击碎片并呈现飞溅状，撞击后的部分鸟体沿前缘脊线向上移动；阶段二：前缘蒙皮在受到鸟体撞击之后开始内陷，进而逐渐导致隔板受挤压并产生塑性变形，塑性变形最大处位于中间隔板距撞击点最近处，中间隔板隔板在鸟体继续撞击和蒙皮挤压共同作用下局部开裂，并进一步扩展断裂。

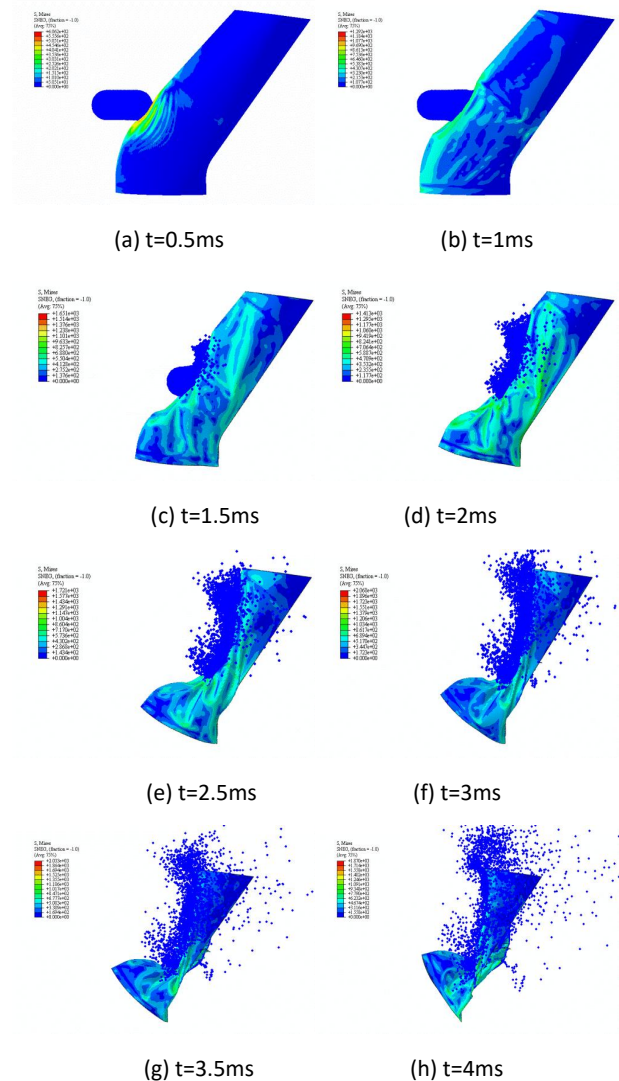


图 3 鸟撞过程

图 4 和图 5 给出了特定工况下鸟体的动能和前缘结构内能随时间的变化曲线，可以看出从撞击开始到 1ms 这一段时间内，鸟体的能量主要消耗在蒙皮的变形上。1ms 以后，蒙皮撞击后产生的凹陷区开始接触并挤压中间隔板，迫使隔板发生塑性变形，由于中间隔板参与吸能，造成鸟体动能加速下降，鸟体动能变化曲线斜率变大可以反映这一点。当撞击时间大约达到 4ms 时，鸟体动能和前缘内能曲线开始变缓，大部分鸟体沿前缘蒙皮外形脊线向上向外滑出，部分鸟体从

蒙皮开裂裂纹处进入前缘内部, 已不具备击穿隔板的能力。

5 结论

本文针对飞机典型过渡梁前缘结构, 首先建立了带有损伤断裂准则的有限元模型, 并基于光滑粒子动力学方法进行了鸟撞数值模拟, 得到如下结论:

(1) 本文所采用的 Abaqus 软件中的 SPH 方法可以模拟前缘鸟撞过程中结构的变形过程和损伤结果。

(2) 壳单元模拟前缘结构由于单元规模较小, 在仿真分析过程可以有效减小求解时间;

(3) 前缘结构鸟撞发生后, 蒙皮开始内陷并挤压内部隔板, 蒙皮和隔板由于变形开始吸能, 鸟体动能大幅下降。蒙皮和隔板部分区域开裂, 但未完全击穿。

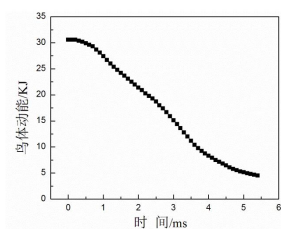


图 4

鸟体动能随时间的变化

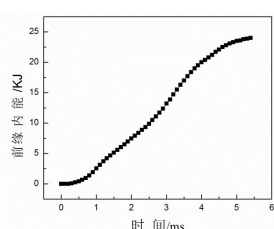


图 5

前缘结构内能随时间的变化

参考文献:

- [1] 李达诚. 典型材料抗鸟撞特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
- [2] 陈园方, 李玉龙, 等. 典型前缘结构抗鸟撞性能改进研究[J]. 航空学报, 2010, 31(9): 1781-1787.
- [3] 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.
- [4] 任冀宾, 王斌, 王振, 等. 某型飞机机翼前缘抗鸟撞结构设计及试验验证[J]. 爆炸与冲击, 2019, 39(2): 1-9.
- [5] Hedayati R, Ziaei-Rad S. A new bird model and the effect of bird geometry in impacts from various orientations[J]. Aerospace Science and Technology, 2013(28): 9-20.
- [6] 张大海, 费庆国, 刘宏月. 基于真实形状鸟体的撞击方向对鸟撞分析影响研究[J]. 振动与冲击, 2015, 34(22): 103-107.
- [7] 朱书华. 鸟撞飞机风挡响应分析与仿真试验平台研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- [8] 李建光, 施琪, 曹结东. Johnson-Cook 本构方程的参数标定[J]. 兰州理工大学学报, 2012, 38(2): 164-167.
- [9] 张伟, 魏刚, 等. 2A12 铝合金本构关系和失效模型[J]. 兵工学报, 2013, 34(3): 276-282.
- [10] Zhou Lin, Wang ZiHao, etc. On the Accuracy of the Johnson-Cook Constitutive Model for Metals[J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2019, 33(4): 1-13.