

文章编号:1674-8190(2013)04-498-05

# 基于 LS-DYNA 和 HyperMesh 的某型飞机 垂尾前缘鸟撞分析

陆慧莲

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院,上海 201210)

**摘要:** 飞机的鸟撞事故是一种突发性和多发性的飞行事故,轻则飞机受损,重则机毁人亡。在飞机设计过程中,为了通过严格的适航条例,需要进行大量的鸟撞试验。随着有限元理论和计算机软、硬件的发展,利用计算机仿真技术进行飞机结构的抗鸟撞设计分析可以减少试验数量或者加强试验针对性,提高试验效率。基于 LS-DYNA 软件和前处理软件 HyperMesh,利用光滑粒子法(SPH)与有限元耦合算法,采用带失效模型的短梁单元模拟铆钉失效,对某型飞机垂尾前缘进行鸟撞分析。通过对应力和位移结果的分析以及对沙漏能的有效控制,表明本文提出的建模方法具有满足工程要求的准确性,符合适航条例的规定。

**关键词:** 垂尾;鸟撞;SPH;LS-DYNA;HyperMesh

**中图分类号:** V214.1

**文献标识码:** A

## Bird-strike Analysis for Vertical Tail Leading Edge Structure of a Certain Type of Aircraft Using LS-DYNA and HyperMesh

Lu Huilian

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft  
Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

**Abstract:** Bird strikes cause hundred million dollars in damage to civilian and military aviation each year. In order to reduce the cost of validation tests and improve the efficiency of aircraft design, CAE technique is introduced to perform bird-strike analysis. A reliable FEM model is built up to simulate the bird-strike process on vertical tail leading edge structure of a certain type of aircraft in HyperMesh environment. Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH) algorithm is employed since it is more efficient tracking of material deformations and history dependent behavior than Euler bird model. And a beam type spring element with failure model material is employed to simulate the riveted joints. Results of the analysis on stress and displacement, and control of hour-glass energy, indicate that the structure meets the requirement of the civil aviation regulation and that the method and the calculation model are reliable.

**Key words:** vertical tail; bird-strike; SPH; LS-DYNA; HyperMesh

## 0 引言

飞机在起飞、着陆和低空飞行过程中,都可能和飞鸟发生碰撞,鸟撞问题是飞机起降过程中遇到的主要危害之一,随着民机数量的增加,鸟撞问题

也越来越引起人们的关注。美国交通部、农业部及联邦航空管理局(FAA)的相关统计资料显示,1990~2008年,美国民用飞机统计到的鸟撞事件共有89 727起,造成直接经济损失约3.5亿美元<sup>[1-2]</sup>,并多次造成危害飞行安全的事故。鸟撞问题已经成为飞机设计中必须考虑的重要内容之一。飞机典型结构(如风挡、雷达罩、翼面前缘等)是发生鸟撞概率较高的部位,对高平尾气动布局的飞机而言,垂尾中包含了方向舵、升降舵面的控制伺服

收稿日期:2013-06-06; 修回日期:2013-10-20

通信作者:陆慧莲,luhuilian@comac.cc

机构,一旦受到鸟撞并破坏,将严重威胁飞行安全。因而,对垂尾前缘的鸟撞分析显得尤为重要。

鸟撞过程是一个高度非线性的流固耦合问题,具有以下特点<sup>[3]</sup>:(1) 瞬时冲击载荷;(2) 柔性撞击;(3) 大变形;(4) 材料非线性。因此,要模拟鸟撞击飞机的过程很难,在 20 世纪 70 年代以前主要以试验为主、计算为辅,试验次数多且费用较高<sup>[4]</sup>。有限元理论和计算机软、硬件的发展,使得利用计算机仿真技术准确地分析鸟撞过程成为可能。本文根据适航标准建立某型飞机垂尾前缘鸟撞分析的有限元模型,利用 LS-DYNA 软件进行求解并获得可信的结果。

## 1 算法介绍

### 1.1 Lagrange、Euler 和 ALE 算法

LS-DYNA 程序具有 Lagrange、Euler 和 ALE 算法。Lagrange 算法的单元网格附着在材料上,随着材料的流动而产生单元网格的变形,但是在结构变形过于巨大时,有可能使有限元网格产生严重畸变,引起数值计算的困难,甚至程序终止运算。Euler 算法是材料在一个固定的网格中流动。ALE 算法和 Euler 算法可以克服单元严重畸变引起的数值计算困难,并实现流体-固体耦合的动态分析。LS-DYNA 还可将 Euler 网格与全 Lagrange 有限元方便地结合,以处理流体与结构在各种复杂载荷条件下的相互作用问题。

### 1.2 SPH 算法

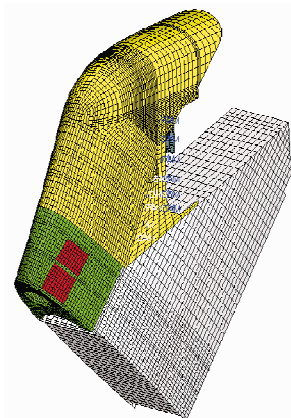
光滑粒子流体动力学方法(Smoothed Particle Hydrodynamics,简称 SPH)是近二十多年来逐步发展起来的一种无网格方法,该方法的基本思想是将连续的流体(或固体)用相互作用的质点组来描述,各个物质点上承载各种物理量,包括质量、速度等,通过求解质点组的动力学方程和跟踪每个质点的运动轨道,求得整个系统的力学行为。这类类似于物理学中的粒子云(particle-in-cell)模拟,从原理上说,只要质点的数目足够多,就能精确地描述力学过程。虽然在 SPH 方法中,解的精度还依赖于质点的排列,但其对点阵排列的要求远远低于对网格的要求。由于质点之间不存在网格关系,可避免极度大变形时网格扭曲而造成的精度破坏等问题,并且也能较为方便地处理不同介质的交界面。

SPH 的优点还在于它是一种纯 Lagrange 方法,能避免 Euler 描述中欧拉网格与材料的界面问题,特别适合求解高速碰撞等动态大变形问题。

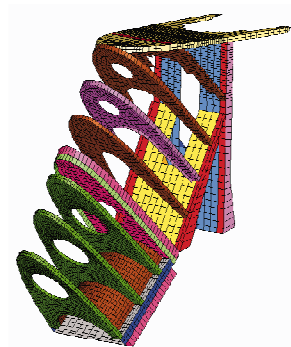
## 2 模型建立

### 2.1 某型飞机垂尾前缘结构

垂尾翼尖前缘位于垂尾可卸前缘之上,平尾中央翼盒段之前。在翼尖前缘后部有转折前梁和辅助梁,在梁腹板后有平尾作动器。垂尾翼尖前缘主要为薄壁结构。有限元模型使用 shell 163 单元,对该单元采用 Belytschko-Tsay 公式,计算公式采用面内单点积分,其计算速度快,是解决大变形问题最稳定有效的公式。对于转折前梁和辅助梁来说,腹板上有复杂的凸台(类似筋条结构),简化成统一厚度的壳单元不能很好地模拟真实腹板,因此,在凸台的对应位置,加入适当的 beam 161 梁单元。结构有限元模型如图 1 所示。



(a) 有限元模型外部



(b) 有限元模型内部

图 1 某型飞机垂尾翼尖前缘有限元模型  
Fig. 1 Finite element model for vertical tail leading edge of an aircraft

不同于薄壁结构,平尾作动器结构较强。支架、螺杆等机械结构部分简化并离散成六面体网格。

## 2.2 鸟体模型

经测定各种鸟的密度非常接近于水的密度,撞击时鸟呈现出流体特性,鸟被模型化为一个圆柱,其高度是直径的2倍<sup>[5]</sup>。本文分析中,鸟的密度取 $1.0 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$ ,质量取3.6 kg,圆柱体的底面半径为66 mm,高度为264 mm,鸟体撞击速度取海平面 $v_c = 150.73 \text{ m/s}$ <sup>[6]</sup>。鸟撞飞机属于典型的大变形问题,对鸟体采用SPH算法,先将模拟鸟体的圆柱体离散成六面体单元,再将六面体单元节点转化为SPH粒子,鸟体离散后共有1 813个SPH粒子。鸟体的六面体单元模型和SPH粒子模型如图2所示。

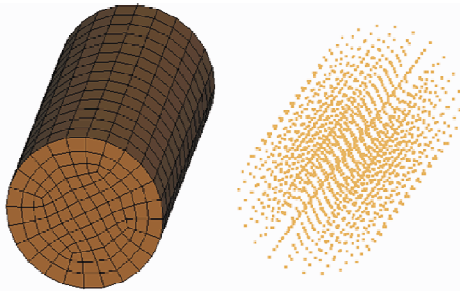


图2 鸟体六面体单元(左)和SPH粒子模型

Fig.2 Hexahedron model(left) and SPH model of bird

## 2.3 材料模型

某型飞机垂尾翼尖前缘结构主要使用进口铝合金和复合材料制成。金属材料与鸟体材料均采用双线性随动强化的弹塑性模型,材料性能曲线简化模型如图3所示。

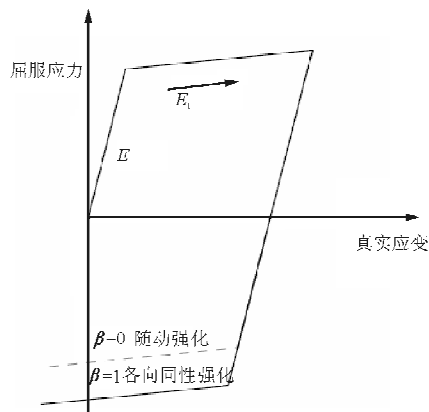


图3 简化的应力-应变模型

Fig.3 Simplified stress-strain model

## 2.4 铆钉连接及其失效

铆钉连接是飞机结构连接的主要形式,对铆钉连接的真实模拟决定了结构在受到冲击后失效的真实性,进而影响整个模拟过程的准确度。目前,已有各种铆钉连接的建模方法。其中,使用带有失效模型材料的短梁单元具有高效、建模简单等优点,更适用于复杂结构建模。本文采用的失效模型如下

$$\left(\frac{f_{\text{Normal}}}{F_{\text{NormalFailure}}}\right)^2 + \left(\frac{f_{\text{Transverse}}}{F_{\text{TransverseFailure}}}\right)^2 \leq 1 \quad (1)$$

式中: $f_{\text{Normal}}$ 为铆钉法向受力; $F_{\text{NormalFailure}}$ 为铆钉法向失效力; $f_{\text{Transverse}}$ 为铆钉横向受力; $F_{\text{TransverseFailure}}$ 为铆钉横向失效力。

LS-DYNA中的Mat 100材料,可以配合该失效模型,准确模拟铆钉的受力行为。同时,短梁单元和结构的连接使用接触模型Contact\_spotweld,相比铆钉节点和结构耦合的建模方式,本文所用建模方法大大降低了建模难度,缩短了建模时间。典型的铆钉连接模型如图4所示。

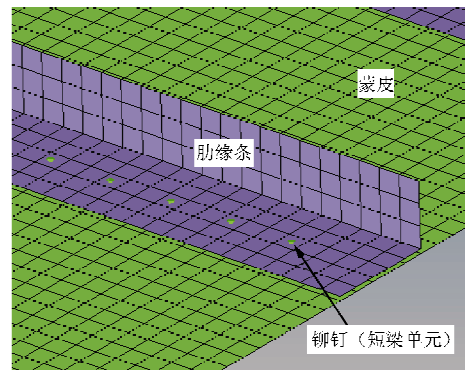


图4 铆钉连接模型

Fig.4 Riveted joint model

## 2.5 鸟撞分析判据

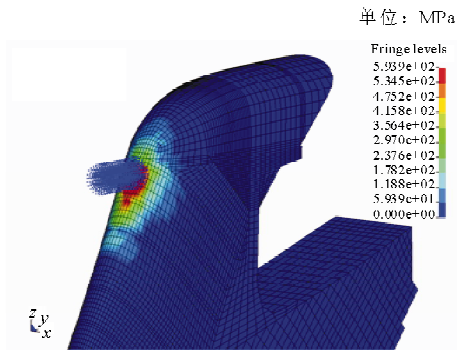
根据中国适航条例,操纵系统需要通过采用静不定结构、把操纵系统元件置于受保护的部位或采用保护装置(如隔板或吸能材料)等方式进行保护。尾翼前缘的抗鸟撞能力,推荐采用如下损伤模式:(1)前缘仅凹陷、没有破裂或凹陷后破裂但没有被击穿;(2)前缘被击穿后,剩余动能不足以穿透前梁腹板(前缘处无操纵和液压系统)。这两种损伤

模式能较好地满足损伤容限设计要求,是可以接受的设计。如果通过分析,证实可能出现的损伤模式是前缘被击穿后,剩余动能足以击穿前梁腹板,则是无法接受的不成功设计,必须尽早发现并予以排除,因为击穿前梁腹板后,可能导致尾翼操纵或液压元件严重损坏,引发飞机灾难性的破坏<sup>[6]</sup>。

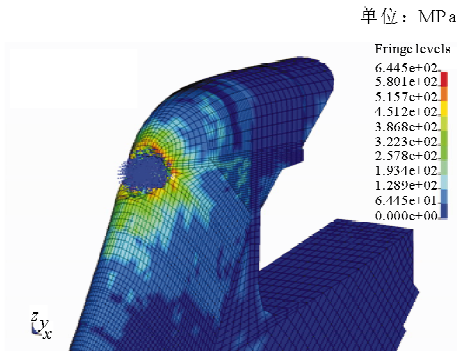
### 3 计算结果

#### 3.1 应力和位移结果

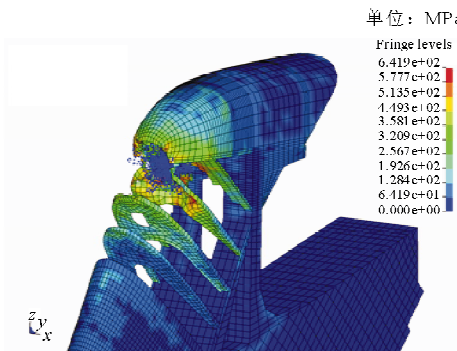
鸟撞过程等效应力云图如图 5 所示。鸟体的动能变化曲线如图 6 示。



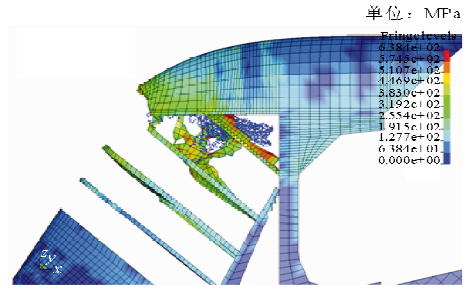
(a) 撞击开始时刻



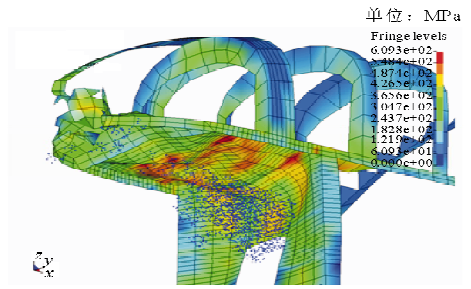
(b) 0.0020 s 时刻



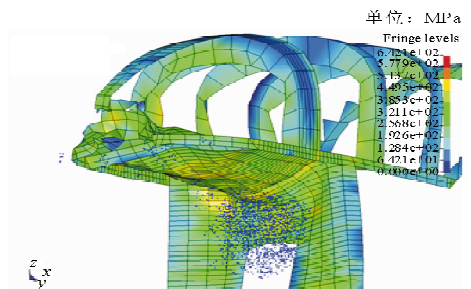
(c) 0.0030 s 时刻



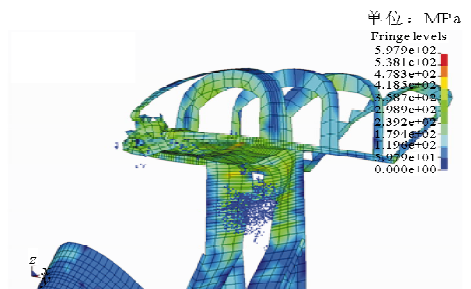
(d) 0.0050 s 时刻



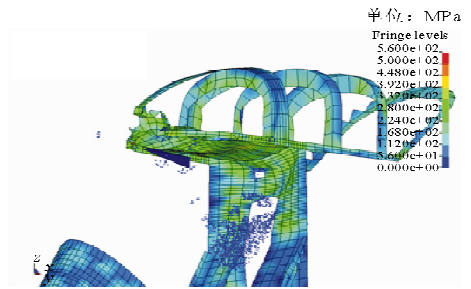
(e) 0.0070 s 时刻



(f) 0.0085 s 时刻



(g) 0.0130 s 时刻



(h) 0.0250 s 时刻

图 5 鸟撞过程等效应力云图

Fig. 5 Equivalent stress nephogram of bird-strike process

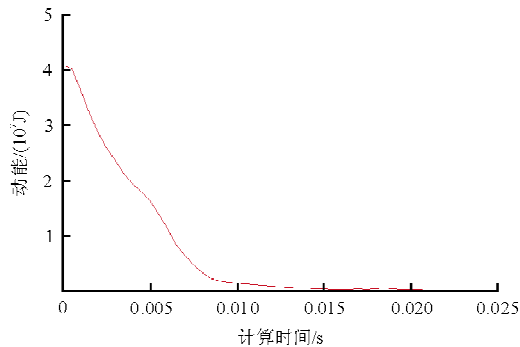


图6 鸟体动能随时间变化曲线

Fig. 6 Curve of kinetic energy versus time for bird

从图5和图6可以看出,辅助梁发生较大的塑性变形,同时,部分单元失效并被删除。撞击过程后部分,小部分鸟体通过减轻孔穿过辅助梁腹板,虽然有若干单元失效,但辅助梁腹板没有被击穿。整个鸟撞过程中,蒙皮、肋和辅助梁腹板作为主要的吸能结构,有效地阻挡了鸟体的进一步破坏。

### 3.2 沙漏能控制

LS-DYNA应用单点(缩减)高斯积分的单元进行非线性动力分析可以极大地节省计算时间,也有利于大变形分析。但是单点积分可能引起零能模式,或称沙漏模式。沙漏模式是一种以比结构全局响应高得多的频率震荡的零能变形模式,是单元刚度矩阵中秩不足导致的,而这些是由于积分点不足引起的。沙漏模式是一种在数学上稳定但在物理上不可能实现的状态,它们通常没有刚度,变形呈现锯齿形网格,在分析中沙漏变形的出现使结果无效,所以应尽量减小和避免。

在对动态非线性分析进行沙漏控制时,低速问题建议使用刚度公式,高速问题建议使用粘度公式。本文计算的鸟撞速度较高,属于高速问题,故采用粘度公式。对沙漏进行控制时,通过调整沙漏系数 $QM$ 决定沙漏的控制情况, $QM$ 的取值范围一般为 $0.001\sim 0.100$ 。通过分析比较,本文计算沙漏系数 $QM$ 取 $0.001$ 时沙漏能控制较好,计算过程稳定,计算结果可信。

## 4 结论

(1) 通过合理地简化建立了某型飞机垂尾翼

尖前缘的鸟撞有限元模型。通过对计算结果的分析及与失效判据的对比,预测在特定速度和位置下,鸟撞对机体结构造成的损坏有限,符合适航条例规定。

(2) 通过合理地简化和对分析过程地有效控制,获得的结果具有满足工程要求的准确性,可以作为试验设计的参考和预测,同时可作为其他部位结构设计的依据。

### 参考文献

- [1] Dolbeer R A, Wright S E, Weller J, et al. Wildlife strikes to civil aircraft in the United States 1990-2008[R]. Federal Aviation Administration National Wildlife Strike Database Serial Report Number 15, U. S. ; APHIS, 2009.
- [2] 赵楠, 薛璞. 机翼前缘结构抗鸟撞分析研究[J]. 科学技术与工程, 2010, 10(8): 1911-1914.  
Zhao Nan, Xue Pu. Analysis of bird-strike resistance for wing leading edge of aircraft[J]. Science Technology and Engineering, 2010, 10(8): 1911-1914. (in Chinese)
- [3] 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: 西北工业大学航空学院, 2003.  
Bai Jinze. Inverse issue study of bird-impact to aircraft windshield based on neural network method[D]. Xi'an: School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)
- [4] 臧曙光. 飞机风挡抗鸟撞设计研究[D]. 北京: 中国建筑材料科学研究院, 2000.  
Zang Shuguang. Research on anti-bird impact design for aircraft windshield[D]. Beijing: China Building Materials Academy, 2000. (in Chinese)
- [5] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第9册——载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.  
Editorial board of *aircraft design manual*. Aircraft design manual; Volume 9—load, strength and stiffness[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [6] 中国民用航空规章: 第25部——运输类飞机适航标准[S]. CCAR-25-R3, 北京: 中国民用航空局, 2001.  
China civil aviation regulations; Part 25—Airworthiness Standards; Transport Category Airplanes[S]. CCAR-25-R3, Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2001. (in Chinese)

### 作者简介:

陆慧莲(1980—),女,工程师。主要研究方向:飞机结构强度。

(编辑:马文静)