

# 机翼前缘结构抗鸟撞分析研究

赵 楠 薛 璞 \*

(西北工业大学航空学院, 西安 710072)

**摘要** 鸟撞是飞机在飞行中遇到的重要危害之一, 同时也是一种突发性和多发性的飞行事故, 造成了重大的经济损失和人员伤亡。因此, 抗鸟撞设计成为飞机设计中必须考虑的要素之一。以机翼前缘缝翼结构为研究对象, 通过大型非线性有限元分析软件 PAM—CRASH, 开展了飞机结构的抗鸟撞仿真设计研究。分析过程考虑了材料的非线性和结构的大变形特性; 鸟体在高速撞击下采用 SPH 方法模拟。通过分析整个结构鸟撞的损伤失效过程, 以及各部件能量耗散机理, 明确机翼前缘缝翼结构各个部件在抗鸟撞设计中的作用, 这些对于我国的大型飞机抗鸟撞设计将有参考价值。

**关键词** 鸟撞 缝翼 PAM—CRASH SPH 方法

**中图法分类号** V214.11; **文献标志码** A

随着经济的快速发展, 民用飞机越来越多, 随之产生的鸟撞问题也日益严重。美国交通部、农业部及联邦航空局(FAA)1990年—2008年的统计资料表明<sup>[1]</sup>, 从1990年到2008年之间, 美国民用飞机统计到的鸟撞事件共发生89727起, 造成经济损失约3.5亿美元。可见, 鸟撞已经对飞行安全构成了很大的威胁, 并带来了巨大的经济损失。近年来, 鸟撞问题得到了各方面的高度重视。

飞机在飞行过程中迎风面容易受到鸟体撞击, 例如发动机、雷达罩、风挡、机翼前缘、尾翼等。这些结构中常设有油路系统等重要设施, 一旦遭到破坏, 飞机的安全性能就得不到保障。因此, 这些部件在满足空气动力学设计要求外, 还必须满足抗鸟撞强度要求。单纯增加结构强度可以提高结构的抗鸟撞能力, 但势必会增加结构重量, 影响飞机性能, 增加成本。基于这个原因, 飞机抗鸟撞能力往往通过使用新型材料、设计新型结构来满足。

飞机机翼前缘和后缘常设置有增升装置<sup>[2]</sup>, 主要目的是为了提高飞机气动性能, 减小大迎角下的

失速速度, 尤其在飞机的起飞和着陆阶段。前缘增升装置包括: 固定缝翼、下垂前缘、可操纵前伸缝翼、克鲁格襟翼以及少量的前缘局部弯曲。飞机飞行阶段遭受的鸟体撞击一般发生在飞机的迎风面, 因此缝翼、机翼前缘等结构都是容易发生鸟撞的部位。针对机翼前缘的抗鸟撞问题, 已经有学者做了一些研究。McCARTHY M A<sup>[3]</sup>, 张永康、李玉龙<sup>[4]</sup>, 万小朋、龚伦、赵美英、侯赤等<sup>[5]</sup>, 研究了前缘的抗鸟撞性能; Rueda1 F., Beltrán F. 等研究了 EF—2000 战斗机的缝翼抗鸟撞性能<sup>[6]</sup>, 但仅仅对缝翼在鸟撞过程中的行为进行了定性分析, 并没有进行定量分析和改进。可见, 飞机缝翼抗鸟撞设计的研究尚不够深入。

本文以机翼前缘缝翼结构为分析对象, 首先应用大型商用有限元分析软件 PAM—CRASH 评估了原结构的抗鸟撞能力, 了解机翼前缘缝翼结构各部件在抗鸟撞中所起的作用, 对于我国的大型飞机抗鸟撞设计将有参考价值。

## 1 计算模型

### 1.1 鸟体及结构的几何模型

图 1 为本文拟进行分析的缝翼结构的一段, 可以看到, 缝翼结构由前后蒙皮、肋、梁以及部分角材

2009年12月21日收到 国防科技工业民用专项科研技术项目资助  
第一作者简介: 赵 楠(1985—), 男, 汉族, 陕西人, 硕士研究生, 研究方向: 结构动力学及动态破坏分析。

\* 通讯作者简介: 薛 璞, 教授, 博导。E-mail:p.xue@nwpu.edu.cn。

等连接件构成。其中,计算中将前蒙皮看做均匀体,取 1.6 mm;肋厚度为 1.02 mm;梁的厚度为 1.8 mm。

鸟体采用两端半球状、长径比为 2:1 的实心圆柱体来模拟,重量为 1.8 kg<sup>[7]</sup>,密度为 900 kg/m<sup>3</sup>,由此可以确定圆柱即两端半球体的直径为 115 mm。

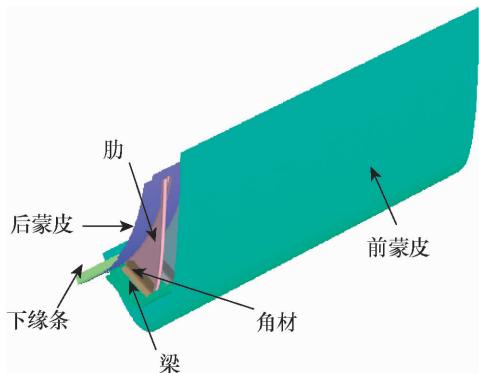


图 1 机翼前缘缝翼结构

## 1.2 材料参数

本文中鸟体冲击速度取 150 m/s,采用 SPH 鸟体模型,其本构关系如下:

$$P = P_0 + B \left( \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^\gamma - 1 \right) \quad (1)$$

对正撞击,  $B = 1.12 \times 10^8$  Pa,  $\gamma = 6.77$ ; 在 90° 和 45° 范围内撞击时,  $B = 1.28 \times 10^8$  Pa,  $\gamma = 7.98$ 。本文中取  $B = 1.28 \times 10^8$  Pa,  $\gamma = 7.98$ 。

缝翼的材料为铝合金 2024,本文计算中采用 Johnson-Cook 屈服模型,本构关系如下:

$$\sigma = [A + B\varepsilon^n] \left[ 1 + C \ln \frac{\dot{\varepsilon}}{\varepsilon_0} \right] \left[ 1 - \left( \frac{T - T_r}{T_{melt} - T_r} \right)^m \right] \quad (2)$$

各参数值如表 1 所示。

表 1 Johnson-Cook 本构关系系数

A	B	C	n	m	$T_{melt}$ (K)
325	55	-0.001	0.28	2.2	775

材料的失效方式为最大等效应变失效,即当  $\varepsilon \geq \varepsilon_f$  时认为材料发生失效,单元被删除,本文中取  $\varepsilon_f = 0.19$ 。

缝翼模型的连接部分采用了铆钉连接,在有限元模型中用 PAM—CRASH 中用 PLINK 来模拟,并

认为铆钉的失效是剪切、拉伸的耦合的作用,其失效判据如下:

$$\left( \frac{N}{5000} \right)^{1.5} + \left( \frac{T}{3200} \right)^{2.1} = 1 \quad (3)$$

式(3)中,  $N$  为拉力,  $T$  为剪力, 当左式  $\geq 1$  时,认为铆钉发生失效,反之认为铆钉正常工作。

## 2 有限元模型

### 2.1 SPH 方法

SPH (Smoothed Particle Hydrodynamics) 的全称是光滑粒子流体动力学,它是在流体力学计算领域相对新型的方法,它的理论基础来源于粒子方法。这种方法由于没有网格,因此不会发生界面变形大所引起的计算溢出问题。而且,对流体的分离和合体这样拓扑学的复杂变化也不需要特殊的计算手段<sup>[8]</sup>。鸟撞问题一般呈现如下特点<sup>[9]</sup>:(1)瞬时冲击载荷、(2)柔性撞击、(3)大变形、(4)材料非线性。正因为鸟撞具有以上特点,所以有限元模拟中网格容易出现畸变,导致计算无法进行的情况。而 SPH 具有无需网格,抗扭曲变形强的特点,克服了有限元网格变形过大无法计算的问题,在鸟撞问题的数值模拟中用来模拟鸟体是非常合适的。

### 2.2 网格划分及边界条件处理

考虑鸟体以 150 m/s 的速度冲击缝翼前蒙皮中心,鸟体速度方向为飞机航向反方向,与缝翼夹角为飞机的后掠角  $\alpha$ 。模型中鸟体采用 SPH 粒子来模拟,本文中鸟体被离散为 5 440 个粒子;缝翼结构采用使用减缩积分的四节点壳单元 S4R,共划分 82 076 个壳单元。整个模型共有 686 个 PLINK 单元。图 2 为有限元模型。

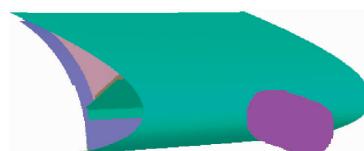


图 2 有限元模型

边界条件设置在前蒙皮的上下两边缘,约束了 6 个方向的自由度。

### 3 结果及讨论

鸟体以 150 m/s 的速度冲击缝翼结构, 前蒙皮未被穿透, 但发生了很大的塑性变形, 下面就缝翼模型冲击过程中的响应进行分析。

图 3 给出了鸟体动能随时间变化曲线。鸟体初始动能为 20 000 J, 冲击结束时鸟体的动能为 4 320 J, 速度为 69.3 m/s。鸟体冲击分为两个阶段, 第一阶段为从冲击开始到 3 ms 左右, 这一阶段为鸟体撞击阶段, 鸟体动能迅速衰减; 第二阶段为鸟体沿蒙皮滑行阶段, 这一阶段鸟体沿蒙皮向翼梢方向滑行, 最后, 鸟体从沿翼梢方向贴着缝翼结构前蒙皮滑出, 此时鸟体还具有一定的速度。由于鸟体飞出结构时, 方向已经偏离初始冲击方向, 不会对系统进行二次冲击。

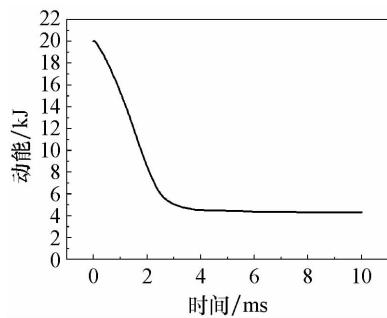


图 3 鸟体动能时程曲线

鸟体冲击过程中, 鸟体损失掉的动能绝大多数转化为了系统的内能被耗散掉。表 2 给出了鸟体撞击结束后缝翼系统各部件的内能增加情况。可看出, 前蒙皮在冲击后内能上升到了 9 422.74 J, 占系统最终内能的 70.02%; 另外, 鸟体由于被压缩、破碎, 内能上升到了 2 363.34 J, 占系统最终内能的 17.56%, 鸟体自身也耗散了一部分动能。

表 2 各部件内能及百分比

	鸟体	前蒙皮	梁	肋	后蒙皮	其它
内能/kJ	2.363	9.423	0.517	0.506	0.196	0.451
百分比/%	17.56	70.02	3.84	3.76	1.46	3.36

缝翼结构各部件能量吸收机理分析如下。鸟体冲击开始时, 蒙皮由于冲击出现凹陷, 并迅速向四周扩展, 可看出, 凹陷向翼梢和翼根方向扩展的程度大于其它两个方向, 这是由于其余两个方向有角材铆钉约束的作用。图 4 给出了蒙皮的最终变形图, 冲击结束时, 蒙皮上形成了一个尺寸大约为 970 mm × 180 mm 的塑性变形区。图 5 给出了冲击点的位移时程曲线, 蒙皮冲击点的最大位移发生在 4.05 ms, 位移值为 164.01 mm。



图 4 蒙皮变形图

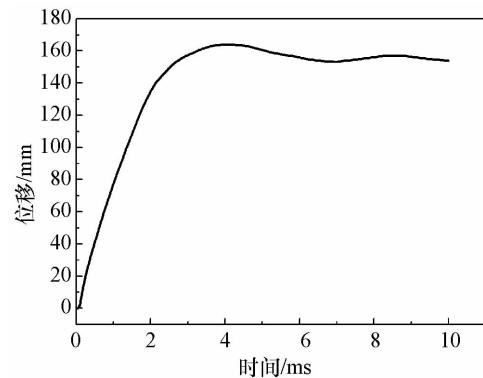


图 5 冲击点位移时程曲线

图 6 给出了肋、梁的变形图, 冲击过程中鸟体撞击区域部分肋发生了较大的塑性变形。其中有部分靠近冲击点的翼肋与梁连接的铆钉发生失效, 角材从肋以及梁上完全脱落。冲击中梁没有单元发生失效, 但产生了较大的变形。

### 4 结论

本文以机翼前缘缝翼结构为研究对象, 通过大型非线性有限元分析软件 PAM—CRASH, 开展了飞机缝翼结构的抗鸟撞仿真设计研究, 得出了以下结论:

(1) 飞机抗鸟撞研究中, 正确的模拟鸟体本构关系非常重要, SPH 方法可以准确的模拟鸟体冲击

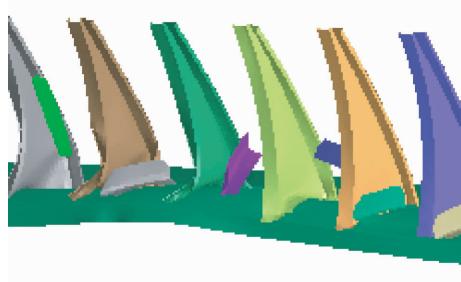


图 6 肋、梁变形图

过程中的破损、飞溅行为,这对于机翼结构有效的抗鸟撞设计非常重要;

(2) 1.8 kg 的鸟体在 150 m/s 的撞击速度下,所研究的机翼前缘缝翼结构没有被打穿,仍能保持结构完整,证实了该结构具有基本的抗鸟撞能力;

(3) 机翼前缘缝翼结构的前蒙皮消耗了绝大多数鸟的撞击能量,剩余的动能被梁与靠近撞击点的翼肋的变形所吸收。因此,前蒙皮在机翼结构抗鸟撞行为中起了决定的作用。

## 参 考 文 献

- Dolbeer A, Wright E, Weller J, Wildlife strikes to civil aircraft in the united states 1990—2008. Federal Aviation Administration, Office of Airport Safety and Standards, Washington, D C, 2009
- Michael Niu C Y. Airframe structural design. Adasos Adastra Engineering Center, 2006
- McCarthy M A, Xiao J R, McCarthy C T, et al. Modelling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates—Part 2: modelling of impact with SPH bird model. Applied Composite Materials, 2004; 11: 317—340
- 张永康,李玉龙. 不同构型梁-缘结构抗鸟撞性能分析. 机械科学与技术, 2007; 26(12): 1595—1599
- 万小朋,龚 伦,赵美英,等. 基于 ANSYS/L S—DYNA 的飞机机翼前缘抗鸟撞分析. 西北工业大学学报, 2007; 25(2): 285—289
- Rueda F, Beltrán F, Maderuelo C, et al. Birdstrike analysis of the wing slats of EF—2000. Structures and Materials, 2002; 11: 189—198
- 中国民用航空总局. 中国民用航空规章. <http://www.caac.gov.cn/b1/b6/200612/20061220909.html>. 1995-12
- Liu G R, Liu M B. Smoothed particle hydrodynamics: a meshfree particle method. World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd. 2003
- 白金泽. 基于神经网络方法的鸟撞飞机风挡反问题研究. 西安: 西北工业大学, 2003

## Analysis of Bird-strike Resistance for Wing Leading Edge of Aircraft

ZHAO Nan, XUE Pu \*

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, P. R. China)

**[Abstract]** Bird strike represents one of the serious flight accidents. It is paroxysmal and universal, usually resulting in a huge economic and life lost. Therefore, bird—strike resistance is one of the necessary considerations in aircraft design. This study is concentrated on the analysis of bird—strike resistance for a wing slat, through a numerical simulation by using commercial nonlinear finite element code PAM—CRASH. The nonlinear properties of the materials and large deformation of the structure are included. The bird is replaced by a SPH model at high speed impact. Through analyzing the bird—striking process and the energy dissipation mechanisms, it is understand clearly that the roles of each components of the wing slat, which will be helpful in designing the bird strike resistance of large aircrafts.

**[Key words]** bird strike      slat      PAM—CRASH      SPH method