

# 某大型民用客机机头顶部板 结构抗鸟撞性能优化研究

## The Optimizing Research on Bird-strike Resistance of the Top Nose Skin for a Large Commercial Aircraft

王嘉浏<sup>1</sup> 宋春艳<sup>1</sup> 刘 军<sup>2</sup> / Wang Jialiu<sup>1</sup> Song Chunyan<sup>1</sup> Liu Jun<sup>2</sup>

(1. 上海飞机设计研究院, 上海 201210; 2. 西北工业大学, 西安 710072)

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China;

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

### 摘 要:

对弹性动力学的基本理论以及 SPH(光滑粒子流体动力学)鸟体模型进行了介绍,并结合相关材料性能参数,以显式动态冲击有限元软件 PAM-CRASH 为平台,开展某大型民用客机机头顶部板结构抗鸟撞性能验证工作。并设计两种金属玻璃纤维材料作为优化材料,在不增加结构总重量的基础上通过比较结构吸能效果对材料铺层进行优化,选取出抗鸟撞性能最佳的材料供工程设计参考。

**关键词:** 鸟撞;金属玻璃纤维;PAM-CRASH

**中图分类号:** V214.3

**文献标识码:** A

[Abstract] The basic theory of dynamic elastic mechanics and SPH(Smoothed Particle Hydrodynamics) bird model were introduced. Combining the mechanical parameters of related material and basing on the explicit finite element software PAM-CRASH, the analysis and validation of bird-strike resistance for the top nose skin of a large commercial aircraft was carried out. In addition, two types of metal-glass fiber were used as the alternative material of the top nose skin. Without mass changing the material's ply stacking sequence optimization was conducted by comparing the capability of energy absorbing. The optimizing conclusion can be used as the reference for the structural design.

[Key words] Bird-strike; Metal-glass Fiber; PAM-CRASH

## 0 引言

鸟撞是一种突发性和多发性飞行事故的潜在征候,往往会造成灾难性的事故。此外,CCAR-25R3 中第 25.571、25.631 和 25.775 等条款均对飞机结构抗鸟撞性能做出了相关规定。

由于鸟撞问题的复杂性,故必须使用有限元软件对其过程进行模拟,如 PAM-CRASH, DYTRAN, 等,都是以 LS-DYNA3D 为内核的动力分析软件。本文选用 PAM-CRASH 作为研究工作的计算软件。

张永康,李玉龙<sup>[1]</sup>等在传统梁缘结构的基础上,提出了两种斜板保护形式的梁-缘结构。通过比较鸟撞后结构关键部位各时刻的应变、位移等肯定了斜板

形式梁-缘结构表现出良好的抗鸟撞性能。

## 1 计算原理

### 1.1 弹性动力学系统基本方程

对于一个体积为  $V$ , 质量密度为  $\rho$ , 表面积为  $S$  的均匀各向同性线弹性体,其动力学问题的控制微分方程为<sup>[2]</sup>:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{ij,j} + \rho f_i &= \rho \ddot{u}_i \\ \varepsilon_{ij} &= \frac{1}{2}(u_{i,j} + u_{j,i}) \\ \sigma_{ij} &= \lambda \varepsilon_{kk} \delta_{ij} + 2\mu \varepsilon_{ij} \\ \sigma_{kk} &= (3\lambda + 2\mu) \varepsilon_{kk} = 3k \varepsilon_{kk} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中,  $\sigma_{ij}$  和  $\varepsilon_{ij}$  分别为应力张量和应变张量,  $f_i$  为体应力,  $\mu$  为泊松比,  $K$  是与弹性模量相关的系数, 但要解出方程定解, 还需要给出相应的边界条件。

弹性动力学的边界条件共有三类。令  $t \geq t_0$  (其中  $t_0$  是初始时间), 整个物体体积上的体力是已知的。选取位移函数作为求解对象, 所以首先要确定位移场函数  $u(x, t)$ , 确保场函数在物体上对于  $t \geq t_0$  满足运动方程和如下条件:

$$\left. \begin{aligned} u_i(x, t_0) &= u_{i0}(x) \\ \frac{\partial u_i(x, t_0)}{\partial t} &= v_{i0}(x) \end{aligned} \right\} \text{(在 } V+S \text{ 上)} \quad (2)$$

这其中, 可按照不同边界条件划分为三类边值问题。

位移边值问题满足:

$$u_i(x, t) = U_i(x, t) \quad (3)$$

( $x$  在  $S_u$  上,  $t > t_0$ )

应力边值问题满足:

$$p_i(x, t) = P_i(x, t) \quad (4)$$

( $x$  在  $S_o$  上,  $t > t_0$ )

综合边值问题满足:

$$\left. \begin{aligned} u_i(x, t) &= U_i(x, t) \text{ (} x \text{ 在 } S_u \text{ 上, } t > t_0 \text{)} \\ p_i(x, t) &= P_i(x, t) \text{ (} x \text{ 在 } S_o \text{ 上, } t > t_0 \text{)} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

这里的  $S_u + S_o = S$ , 且  $U_i(x, t)$  和  $P_i(x, t)$  均为已知函数。在应力边值问题和综合边值问题中  $P_i(x, t)$  在部分边界上给出, 相应的应力边界条件如下:

$$P_i = \sigma_{ij} n_j \quad (6)$$

利用材料本构关系和几何方程可以计算得出位移边界条件。

综上所述, 求解弹性动力学问题的思路即在给定的初始条件和边界条件下得出方程组(1)的解。由于叠加原理适用前提是小变形假设, 而本文所研究的鸟撞问题是涉及到结构大变形的动力学问题, 已不可再应用叠加原理。

## 1.2 大变形动力学基本方程与数值计算方法

大变形过程中运动方程:

$$\sigma_{ij,j} + \rho f_i = \rho \ddot{u}_i \quad (7)$$

$\sigma_{ij}$  为应力张量, 其中,  $\sigma_{ij}$  和  $\varepsilon_{ij}$  分别为应力张量和应变张量,  $f_i$  为体应力,  $\mu$  为泊松比。

质量守恒方程:

$$\rho \gamma = \rho_0 \quad (8)$$

其中  $\gamma$  为相对体积,  $\rho$  为当前质量密度,  $\rho_0$  为初始质量密度。

能量方程:

$$E = VS_{ij} \dot{\varepsilon}_{ij} - (p+q)V \quad (9)$$

式中  $\dot{\varepsilon}_{ij}$  为应变率张量;  $q$  为体积粘性阻力; 偏应力  $S_{ij} = \sigma_{ij} + (p+q)\sigma_{ij}$ ; 压力  $p = -\sigma_{kk}/3 - q$ ;  $V$  为现时构形的体积。

采用有限元法求解上述偏微分方程和相应的定解条件, 其伽辽金弱形式的平衡方程为:

$$\int_V (\rho \ddot{u}_i - \sigma_{ij,j} - \rho f_i) \delta x_i dV + \int_{S_0} (\sigma_{ij}^+ - \sigma_{ij}^-) n_j \delta x_i dS + \int_{S_1} (\sigma_{ij} n_j - t_i) \delta x_i dS = 0 \quad (10)$$

其中  $\delta x_i$  在  $S^2$  满足位移边界条件。

应用散度定理, 伽辽金弱形式的平衡方程为:

$$\delta \pi = \int_V \rho \ddot{u}_i \delta x_i dV + \int_V \sigma_{ij} \delta x_{i,j} dV - \int_V \rho f_i \delta x_i dV - \int_{S_1} t_i \delta x_i dS = 0 \quad (11)$$

并注意到分部积分:

$$(\sigma_{ij} \delta x_i)_j - \sigma_{ij,j} \delta x_i = \sigma_{ij} \delta x_{i,j} \quad (12)$$

经单元离散后, 得到有限元法求解高度非线性动力学的运动方程:

$$M \ddot{x}(t) = P(x, t) - F(x, x) \quad (13)$$

$\ddot{x}(t)$  为总体节点加速度向量,  $P$  为总体载荷向量,  $F$  由单元应力场的等效节点力向量组集而成。

大变形运动过程中应力, 应变按照下面描述定义: 应变分为 Green 应变张量和 Almansi 应变张量, Green 应变张量研究初始条件构型下物质中的微三角形元在形过程后对应于某时刻的点积计算, 故定义 Green 应变的表达式为:

$$E_{ij} = \frac{1}{2} \left[ \frac{\partial x_k}{\partial x_i} \frac{\partial x_k}{\partial x_j} - \delta_{ij} \right] \quad (14)$$

用初始条件构型表示质点的位移矢量为:

$$u_i = x_i(x_j, t) - x_i \quad (15)$$

可得用位移矢量表示的 Green 应变:

$$E_{ij} = \frac{1}{2} \left[ \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \frac{\partial u_k}{\partial x_j} \right] \quad (16)$$

## 2 某大型民用客机机头顶部板结构抗鸟撞性能优化研究

本节在某大型民用客机机头现有结构的基础上, 结合鸟体以及相关材料的本构参数, 进行抗鸟撞分析模型的建立, 通过分析结果对现有结构的抗鸟撞性能做出评估。

### 2.1 鸟体本构模型及参数设置

鸟体材料采用状态方程的本构模型<sup>[3-5]</sup>, 在数值计算时采用 SPH 单元模拟鸟体。SPH 方法的全称为“光滑粒子流体动力学方法”(Smoothed Particle Hy-

drodynamics), 是 Lucy 于 1977 年提出的一种无网格化 Lagrange 算法, 其核心是插值方法。SPH 方法将材料视为各自具有特定速度能量和质量流体粒子的集合, 并在计算时视为与流体性质相关的插值基点处理。以插值函数作为基底, 求出全部粒子的场函数。此种表示方法既不会出现拉格朗日方法中的网格畸变同时也避免了 ALE 方法中传输和重复计算问题, 因而慢慢在机体结构抗鸟撞分析等相关领域得到广泛应用。计算时遵循 Murnaghan 状态方程<sup>[6]</sup>:

$$p = p_0 + B[(\rho/\rho_0)^\gamma - 1] \quad (17)$$

其中  $p_0$  是初始压强,  $\rho/\rho_0$  是鸟体现时密度与初始密度的比例, 设鸟体的最大速度为  $v_{max}$ , 则参数  $B$  必须满足以下关系:

$$B \geq 100\rho_0 v_{max}^2 / \gamma \quad (18)$$

由于鸟撞过程中鸟体的变形量很大, 本构模型参数除了密度外均无法直接测定, 需要通过反演的方法来测定<sup>[7-9]</sup>, 利用 iSIGHT 集成 PAM-CRASH 方法确定了鸟体本构模型参数为  $B = 2.78e9\text{Pa}$  和  $\gamma = 7.99$ 。本文所采用的鸟体模型, 质量为  $1.8\text{kg}$ , 密度为  $900\text{kg/m}^3$ , 长径比为  $2:1$ ,  $R = 0.05788\text{m}$ 。

## 2.2 顶部板结构抗鸟撞性能验证

某大型民用客机顶部板结构复杂, 材料以 2024 铝合金, 7075 铝合金, 7050 铝合金为主, 并且在机头的座舱盖鸟撞部位更是采用了韧性较好的 Ti-6Al-4V 材料, 在顶部板下安排了支撑斜梁结构, 且参考文献[1]的研究结果表明此种结构具有较好的抗鸟撞性能。相关材料具体的力学性能参数如表 1~表 4 所示, 建立的鸟撞有限元模型如图 1 所示。

表 1 2024 铝合金的力学性能参数

A (MPa)	B	n	C	$\dot{\gamma}_0$ (1/s)	M
480	400	0.28	-0.001	1	2.2

表 2 7075 铝合金的力学性能参数

A (MPa)	B	n	C	$\dot{\gamma}_0$ (1/s)	M
500	240	0.22	0.003	1	2.2

表 3 7050 铝合金的力学性能参数

A (MPa)	B	n	C	$\dot{\gamma}_0$ (1/s)	M
980	700	0.48	0.028	1	1

表 4 Ti-6Al-4V 合金的力学性能参数

A (MPa)	B	n	C	$\dot{\gamma}_0$ (1/s)	M
345	462	0.25	0.001	1	2.75

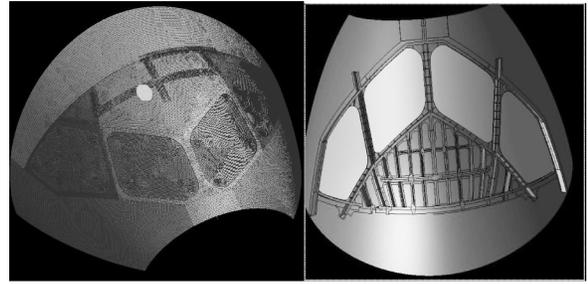


图 1 结构抗鸟撞有限元模型

模型中, 鸟体的质量为  $1.8\text{kg}$ , 初始速度为  $150\text{m/s}$ ; 模型的边界节点均设置为固支约束; 顶部板和内部曲梁用 P-Link 连接方式, 其余部分采用 Tied 连接方式; 考虑到撞击过程中结构变形很大, 故对所有单元定义自接触。

图 2 为机头撞击区域的最终破坏情况, 可以看出, 主要的形变集中在座舱盖顶部蒙皮处, 变形量较大, 但是蒙皮没有明显裂口, 从而证明现有机头顶部板结构的抗鸟撞性能可以满足适航要求。



图 2 机头撞击区域的最终变形情况

## 3 顶部板结构抗鸟撞性能优化

对顶部板结构的抗鸟撞性能分析, 表明顶部板结构能够满足适航条款的要求。鸟撞的过程中, 顶部板结构如果能够吸收更多的能量, 就可以对后部的机载设备起到更好的保护作用。故在不增加顶部板总厚度及重量的情况下, 设计了如下两种纤维金属层板材料来代替原来的顶部板蒙皮材料:

1# Al/45/0/-45/Al/-45/0/45/Al

2# 0/45/0/-45/Al/-45/0/45/0

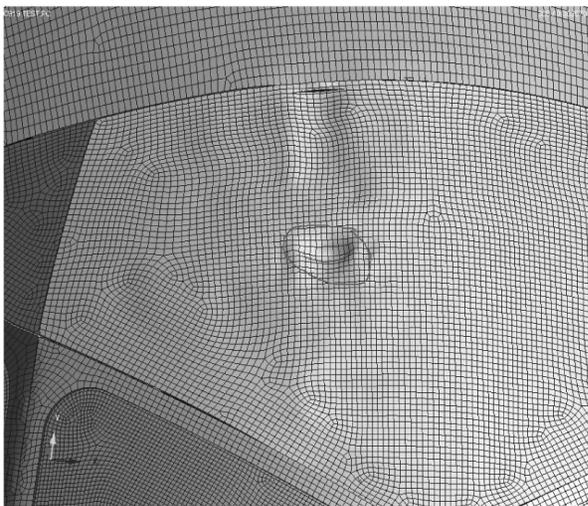
其中 Al 表示 7050 铝合金铺层, 数字表示玻璃纤维铺层对应的铺层角度, 铝合金材料的密度为  $2823\text{kg/m}^3$ , 玻璃纤维的密度为  $1800\text{kg/m}^3$ , 小于铝

合金的密度,更小于钛合金的密度,由于纤维金属层板总的厚度和原始蒙皮相等,所以采用如上两种纤维金属层板结构重量上没有增加。

### 3.1 材料优化后的计算结果



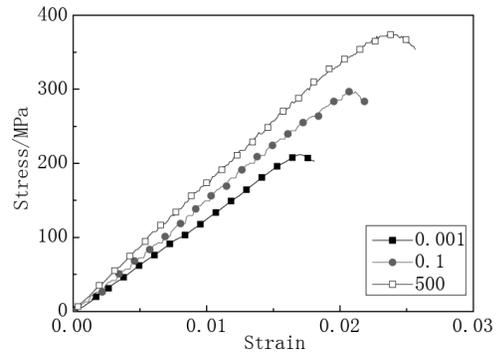
1#材料机头最终变形情况



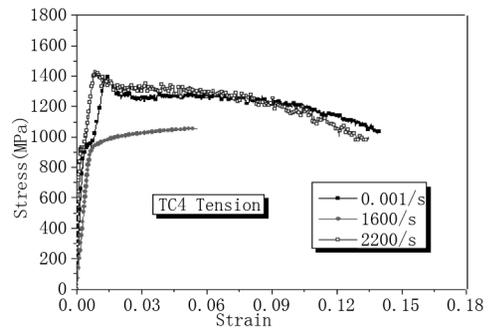
2#材料机头最终变形情况

图3 优化后结构变形情况

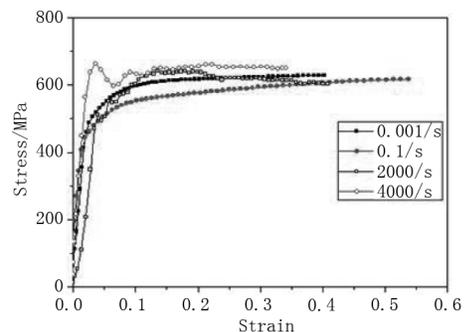
对比图2和图3,原始构型顶部板结构变形量 < 采用1#材料材料顶部板结构变形量 < 采用2#材料材料顶部板结构变形量,究其原因如图4所示:屈服应力的大小:玻璃纤维(300Mpa) < 铝合金(550Mpa) < TC4(Ti-6Al-4V)(1 000Mpa),所以纤维金属层板相比于钛合金材料相对更容易进入屈服塑性变形阶段。在上述的鸟撞过程中,同样的应力下,纤维金属层板进入了不可逆的大塑性变形阶段,钛合金可能还处于弹塑性变形阶段,会产生局部反弹,所以钛合金蒙皮最终的变形量就会小很多。



(a) 玻璃纤维应力应变曲线



(b) TC4 钛合金应力应变曲线



(c) 7050 铝合金应力应变曲线

图4 玻璃纤维,TC4 钛合金和 7050 铝合金应力应变曲线

表5可以看出,使用2#材料的蒙皮吸能效果优于1#材料的蒙皮,2#材料的蒙皮吸能效果较原始蒙皮提高了6倍以上,故在不增加结构的重量前提下,采用2#材料的蒙皮在抗鸟撞性能方面有着很大的优势。

表5 吸能情况对比

	上壁板蒙皮最终吸能	结构破坏情况
原始结构	175J	未出现裂纹,蒙皮有较小变形
1#材料构型	950J	未出现裂纹,蒙皮有较浅凹坑
2#材料构型	1 400J	没有出现结构裂纹,蒙皮结构出现较深凹坑

(下转第71页)

损失可达 72 欧元/min, 航班取消为 6 380 欧元每次, 国内的中国民航大学对国内航空公司的延误损失也有一定研究。

## 5 结论

民用飞机市场竞争激烈, 对于飞机制造商而言成本控制是关键, 竞争价格优势和盈利空间都是项目投资需要考虑的重要因素, 定费用设计理念从设计源头把控民机项目投入经费, 并考虑全寿命周期成本, 可有效地确保民机项目的商业成功。

(上接第 45 页)

### 3.2 铺层优化

结合上文的分析结果, 对 2#材料的铺层角度进行优化。表 6 列出了所有可能的铺层顺序, 表 7 列出了不同铺层蒙皮的最终吸能情况, 其中 4#材料相对其他几种材料有着更好的吸能效果, 故 (0/-45/45/90/Al/90/45/-45/0) 为最优铺层。

表 6 所有可能的铺层顺序

编号	铺层顺序
a	0/45/90/-45/Al/-45/90/45/0
b	0/-45/90/45/Al/45/90/-45/0
c	0/90/45/-45/Al/-45/45/90/0
d	0/-45/45/90/Al/90/45/-45/0
e	0/45/-45/90/Al/90/-45/45/0
f	0/90/-45/45/Al/45/-45/90/0

表 7 不同铺层蒙皮的最终吸能情况

优化的材料编号	蒙皮最终吸能
a	1 388J
b	1 397J
c	1 375J
d	1 405J
e	1 396J
f	1 395J
2#材料	1 400J

## 4 结论

本文以大变形非线性冲击动力学基础方程为理论依据, 以 PAM-CRASH 软件为平台, 对某大型民用客机机头顶部板结构抗鸟撞性能进行了验证,

### 参考文献:

- [1] 韩景倜. 航空装备寿命周期费用与经济分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 22 册: 技术经济设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [3] Eurocontrol, Standard Inputs for Eurocontrol Cost Benefit Analyses[J]. 2005, 2.
- [4] 邢有洪, 李晓津. 航空公司航班延误损失分析[J]. 会计之友, 2010, 2: 41-44.

计算模拟的结果表明该型飞机顶部板结构抗鸟撞设计能够满足适航要求。在此基础上设计了两种金属玻璃纤维材料来代替原有的顶部板材料, 经过计算比较选取出吸能效果较好的一种。为了获取最佳的吸能效果, 对该种材料进行了铺层优化分析, 最终确定了吸能效果最佳的铺层顺序, 所得结果可供工程参考使用。

### 参考文献:

- [1] 张永康, 李玉龙. 不同构型梁-缘结构抗鸟撞性能分析[J]. 机械科学与技术, 2007, 26(12): 1595-1599.
- [2] 白金泽. LS-DYNA3D 基础理论与实例分析[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- [3] MccARTHUR, M. A. Modeling of Bird Strike on an Aircraft Wing Leading Edge Made From Fiber Metal Laminates-Part 2: Modeling of Impact with SPH Bird Model[J]. Applied Composite Materials, 2004, 11: 295-315.
- [4] Th. Kermanidis, G. Labeas, M. Sunaric. Bird strike simulation on a novel composite leading edge design[J]. IJcrash 2006, 11(3): 189-201.
- [5] Th. Kermanidis, G. Labeas, M. Sunaric. Development of Validation of a Novel Bird Strike Resistant Composite Leading Edge Structure[J]. Applied Composite Materials, 2005, 12: 327-353.
- [6] 刘军, 李玉龙, 等. 基于 SPH 方法的叶片鸟撞模拟[J]. 振动与冲击, 2008, 27(9): 90-93.
- [7] 张永康, 李玉龙. 确定鸟体参数的反演方法[J]. 航空计算技术, 2007, 37(6): 1-4.
- [8] 刘军. 鸟撞数值模拟及鸟体本构模型参数反演研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2009.
- [9] 刘军, 李玉龙, 刘元镛. PAM-CRASH 应用基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008.