

# 民机典型前缘结构抗鸟撞分析研究

## Study of Bird Impact Resistance for Typical Civil Aircraft Leading Edge Structure

何 瑞 / He Rui

(上海飞机设计研究院,上海,201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

### 摘 要:

为保障飞行安全,CCAR25 部对民机结构抗鸟撞性能提出了严格的指令性要求,须对机翼前缘、平尾前缘和垂尾前缘等典型前缘结构进行鸟撞分析。鸟撞分析涉及到结构的动力学分析、鸟体的本构关系模拟、材料的高速非线性效应以及结构大变形等多方面因素的影响,相关的计算复杂,会耗费结构设计人员大量的精力和时间。通过采用经验公式和仿真分析方法对前缘结构抗鸟撞性能进行快速的分析,可达到对结构的抗鸟撞能力进行快速预估并从而指导设计的目的。

**关键词:**前缘结构;鸟撞;经验公式;仿真分析

[Abstract] For flying safety, leading edge structures include wing leading edge horizontal leading edge and vertical leading edge, which are very typical structures in civil aircraft. Bird impact analysis has relations with the structure dynamic analysis the physical model of bird the high speed non-linear influences of material and the structure large displacements. It will cost many energies and much time to accurately analyze bird impact resistance's properties of the structure, and will reduce the work efficiency. In the paper, experienced formula and simulation to quickly analyze the bird impact resistance of the aircraft leading edge is employed, then according to the analysis estimates the structure's bird impact resistance, finally depending on the estimation we can quickly revise the design to achieve the aim at the analysis guiding design.

[Key words] Leading Edge Structure; Bird Impact; Experienced Formula; Simulation Analysis

## 0 引言

人类自从 1903 年发明了飞机以来,与鸟类的冲突就一直没有停止。1912 年,飞行员 Carl Rogers 驾机做飞行表演,从北美洲飞向南美洲时与海鸥相撞,飞机坠海,飞行员殉难,这是首例飞机的鸟撞事故<sup>[1]</sup>。如今,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、农业部资料表明,从 1990 年到 2008 年之间,美国民用飞机统计到的鸟撞事故共发生 8 972 次起,造成经济损失 3.5 亿美元<sup>[2]</sup>。鸟撞已经对飞行安全构成了非常严重的威胁,并造成巨大的经济损失。

民用商业运输飞机承载着数以百人的生命安全,其本身的抗鸟撞设计尤为重要。飞机在飞行中易受到鸟撞的部位包括机头、机翼前缘、尾翼前缘、雷达罩、发动机叶片及短舱吊挂等。CCAR25 部

§ 25.571 和 § 25.631 章节对民机相关部段的抗鸟撞能力作了明确的要求。其中,对于尾翼部段,在 § 25.631 中要求其在按 § 25.335(a) 条选定的海平面  $V_0$  下在遭遇 8lb 重的鸟沿飞机飞行航迹撞击后能安全完成本次飞行;对于其余部段,在 § 25.571(e) 条损伤容限(离散源)评定中,要求速度在取海平面  $V_0$  或 2 450m 高空中的  $0.85V_0$  中最严重者的情况下,其在遭遇 4lb 重的鸟沿飞机飞行航迹方向撞击后能安全地完成本次飞行。

对于鸟撞问题的研究主要包括鸟撞试验和鸟撞分析。对于前者需要诸如空气炮、高速摄像机、应变位移测量仪、高压气体罐和鸟弹等昂贵试验设备,加之鸟撞试验对试验件的破坏比较大,导致试验件的重复性使用次数较低,这就使得鸟撞试验的代价巨大。于是,人们就非常重视鸟撞分析在结构抗鸟撞设计中的作用。鸟撞分析涉及到结构的动

力学分析、鸟体的本构关系、材料的高速非线性效应以及结构大变形等多方面影响,计算比较复杂。目前,国内外对于鸟撞问题已经有了比较系统的研究,如 McCARTHY M A<sup>[3]</sup>、李玉龙<sup>[4]</sup>、童明波<sup>[5]</sup>等。这里通过采用经验公式和仿真分析对比的方法对前缘结构抗鸟撞能力进行快速评估,从而指导前缘结构的设计。

## 1 前缘结构 CAD 模型

典型前缘结构由肋和蒙皮构成,为便于分析对比,取前缘的后掠角为 $0^\circ$ ,蒙皮厚度为 $2.5\text{mm}$ ,其前缘撞击位置处的曲率半径为 $100\text{mm}$ ,肋厚度为 $3\text{mm}$ ,所有材料均为 2024 铝合金,几何模型如图 1 所示。鸟撞速度方向垂直于蒙皮前缘线,鸟体重量为 $1.8\text{kg}$ 。

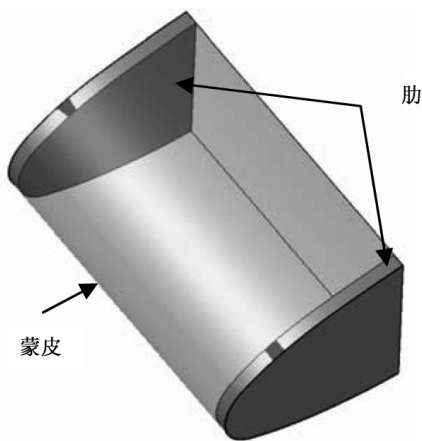


图 1 前缘结构的 CAD 模型

## 2 经验公式计算分析<sup>[6]</sup>

鸟撞的经验公式主要通过动力响应法和能量法再根据一定的试验数据推导而得。从能量的角度考虑鸟撞击时穿透蒙皮所需要的动能,根据鸟的动能是否大于穿透蒙皮所需要的动能来确定是否击穿前缘的蒙皮结构。衡量前缘结构的抗鸟撞能力在此处通过穿透速度来表示。穿透速度定义为:前进中的飞机与飞鸟相撞,造成结构被击穿,使鸟的尸体或部分尸体及结构碎片进入结构内部时,飞机所具有的最低速度。

对于所研究的铝合金前缘结构,翼肋和肋间距对穿透速度几乎无影响,用不同牌号的铝合金制造的蒙皮,穿透速度相差也不大。当蒙皮厚度为 $1.2\text{mm} \sim 3.2\text{mm}$ 时,前缘后掠角为 $0^\circ \sim 70^\circ$ 时,前缘半径在 $6.3\text{mm} \sim 110\text{mm}$ 时,采用的经验公式为:

$$V_{p1} = 50.416t_1 m^{-1/3} \cos^{-1/3} \alpha_1 \exp \frac{1234}{r^2 + 30r + 1000} \quad (1)$$

式中, $V_{p1}$ 为前缘穿透速度, $\text{m/s}$ ;  $t_1$ 为前缘蒙皮厚度, $\text{mm}$ ;  $m$ 为鸟体质量; $\alpha_1$ 为前缘后掠角, $(^\circ)$ ;  $r$ 为前缘半径, $\text{mm}$ 。

把前述前缘结构参数代入上式可得结构的穿透速度为 $V_{p1} = 113\text{m/s}$ 。

## 3 仿真计算分析

仿真分析采用的软件平台为 Pam-crash, 该软件为基于显示有限元算法而开发的三维碰撞冲击仿真模拟系统,可以对大位移、大旋转、大应变、接触碰撞等问题进行十分精确的模拟。

### 3.1 鸟体模型、本构关系和 SPH 方法

采用圆柱形鸟体模型。由鸟体重量为 $1.8\text{kg}$ 和实际的鸟体物理状态,给出如图 2 所示鸟体几何参数,其中长度 $L = 216\text{mm}$ ,鸟体直径为 $D = 108\text{mm}$ ,鸟体密度为 $900\text{kg/m}^3$ 。

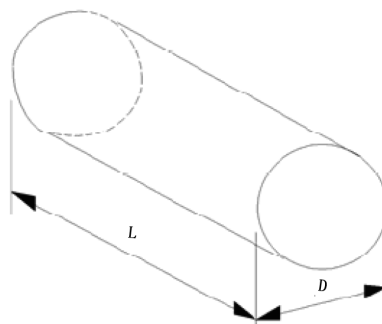


图 2 鸟体物理模型

由于鸟体在与飞机结构件撞击过程中会产生一定的流变行为,为更好地模拟鸟体的本构关系,本文采用 Murnaghan 状态方程模拟鸟体本构关系,该状态方程如式(2)所示。

$$P = P_0 + B[(\rho/\rho_0)^\gamma - 1] \quad (2)$$

式中, $P$ 为现时压力; $P_0$ 为初始压力; $\rho/\rho_0$ 为现时密度与初始密度的比值; $\gamma$ 为指数; $B$ 为体积弹性模量。

SPH 全称是光滑粒子流体动力学,基于该方法发展而来的 SPH 单元是一种相对较新的单元。该单元没有网格,在碰撞过程中发生大变形时,不需要考虑有限元网格的重构,这样就避免了变形过程中可能导致的网格畸变问题。鸟体在高速状态下撞击机体结构时,近似以一种流体的状态的出现。近年来 SPH 方法已经大量用在鸟撞问题的仿真分

析上,采用 SPH 单元模拟鸟体是非常合适的。

### 3.2 有限元模型

为便于对比,采用前述经验公式计算的鸟体穿透速度作为鸟撞速度对前缘结构进行仿真分析,即鸟撞速度取  $V = 113\text{m/s}$ ,方向垂直于前缘线。有限元模型中,鸟体为 SPH 单元,蒙皮和肋为 SHELL 单元,蒙皮与肋的连接采用 TIED 单元进行模拟,建立的有限元单元如图 3 所示。

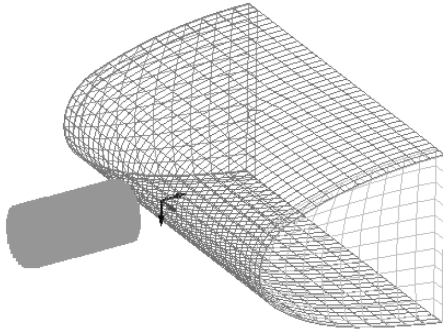


图 3 鸟撞前缘的有限元模型

边界条件为约束两肋竖边缘条和蒙皮两平边线节点上的 6 个自由度。

### 3.3 分析结果

鸟撞前缘结束后,蒙皮有较大的塑性变形并且有局部损坏。鸟体有一部分进入到前缘内,另一部分由于撞击而向四周分散。整个鸟撞过程持续约 4.8ms,撞击后的前缘结构应力及变形情况(剥去已经破坏的结构)如图 4 所示。

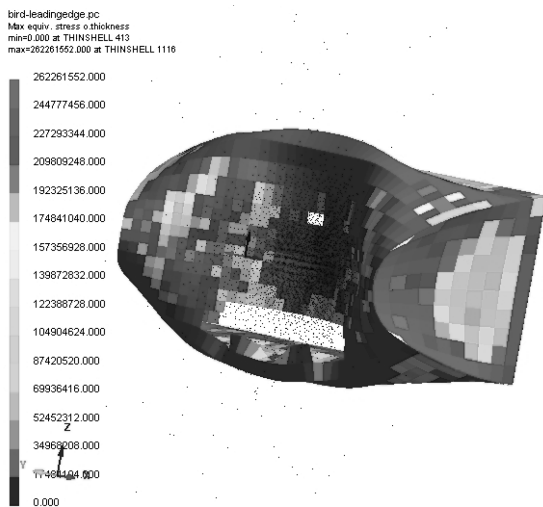


图 4 前缘结构撞击后应力和变形示意图

鸟体撞击前缘结构后,其动能迅速减少,由最初的 11.4KJ 减少到约 1.8KJ,与此同时系统的内能有了大幅度的上升,系统的总能量基本保持不变,如图 5 所示。

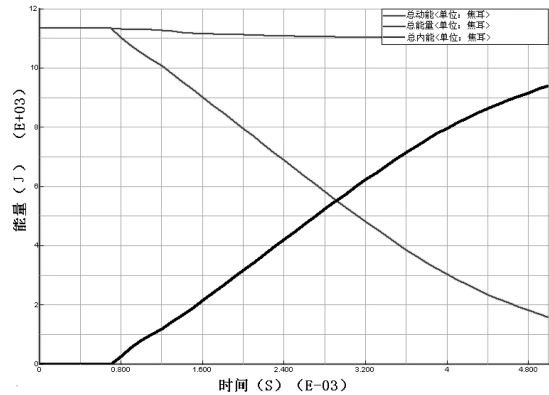


图 5 系统动能、内能和总能量在撞击过程中的变化情况

## 4 对比分析与结论

通过对比经验公式计算的前缘结构穿透速度和在该速度下前缘结构的鸟撞仿真分析结果可知,仿真分析结果与经验公式计算结果具有很好的吻合性。但前者只是给出了结构的穿透速度,缺少鸟撞后整个结构的宏观破坏情况;后者可以很好地给出鸟撞后结构的变形和应力应变情况,但需要先给定一个初始的合理鸟撞速度。两种方法在实际应用中可以综合利用以达到优势互补,并最终能快速全面的评估前缘结构抗鸟撞能力。

采用两种计算结合的抗鸟撞分析方法可以对民机典型前缘结构抗鸟撞能力进行快速评估,从而减少原本复杂的分析工作,提高效率,这也对前缘结构初始抗鸟撞设计具有重要的指导意义。

### 参考文献:

- [1] 蒋耘生. 鸟撞冲击力动力学的有限元数值仿真研究[D]. 西安:西北工业大学,2002.
- [2] 赵楠,薛璞. 机翼前缘结构抗鸟撞分析研究[D]. 西安:西北工业大学,2010.
- [3] McCarthy M A, Xiao J R, Mc Carthy C T, et al. Modelling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates—Part 1 : Material Modelling [J]. Applied Composite Materials, 2004.
- [4] 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.
- [5] 朱书华,童明波,王跃全. 某型飞机风挡鸟撞试验与数值模拟[J]. 应用力学学报,2009,26(3):44-449.
- [6] 王昂等. 飞机设计手册第9册[M]. 第1版. 北京:航空工业出版社,2001.