

民机机头复合材料风挡结构 鸟撞分析

Numerical Study of Bird Impact on the Aircraft Windshield Structure with Composite Material

简成文 李 书 / Jian Chengwen Li Shu

(北京航空航天大学, 北京 100191)

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘 要:

在鸟体撞击风挡结构过程中,鸟体与风挡结构撞击相对速度很大,呈现出流体特性,属于典型的流固耦合瞬态冲击动力学问题。首先针对文献中的鸟撞铝板试验采用任意的拉格朗日-欧拉(ALE)流固耦合方法进行了分析,对计算方法与鸟体模型进行了验证。然后建立了包括风挡玻璃、风挡骨架以及蒙皮在内的民机全尺寸风挡结构抗鸟撞动响应分析的有限元模型,进行了鸟撞数值模拟,其中风挡骨架与蒙皮采用复合材料。全尺寸的复合材料风挡骨架目前还没有应用到民机上,因此,对复合材料风挡结构的研究是很有意义的。

关键词:民机风挡结构;复合材料;鸟撞;数值模拟;拉格朗日-欧拉流固耦合方法(ALE)

中图分类号:V223+.1

文献标识码:A

[Abstract] The relative velocity is always very large when the bird impacting on the aircraft windshield, and the body of the bird will present the property of fluid. This kind of problem belongs to the category of fluid dynamics. At first, this paper analyzed a numerical simulation of bird impacting on aluminum plate with the method of ALE, and the result of simulation and the test data are compared. Then a full scale model which contains windshield, framework and the skin is set up. The framework and the skin are made of composite materials. Numerical study of bird strike on this model is done and the result proves that the structure meets the design requirements. At present, a full scale framework of aircraft windshield with composite materials has not been applied to the civil aircraft yet, so the study of this windshield structure with composite materials is of great significance.

[Key words] windshield structure of civil aircraft; composite material; bird impact; numerical simulation; ALE

0 引言

飞机在空中与飞鸟相撞称之为“鸟撞”,其直接威胁着空勤与旅客人员的生命安全^[1]。鸟撞动响应分析方法可分为解耦解法和耦合解法。解耦解法是将鸟与风挡之间的作用力作为已知条件加到风挡上,单独求解风挡的动力响应,解的精确程度主要取决于鸟撞击载荷的精度。目前有 Barber 等^[2]的正撞击载荷模型,张志林等^[3-4]提出的柔性靶载荷模型等。耦合解法是将撞击物模型与被撞

击物模型联合进行求解,两种模型通过接触部位的协调条件连接起来,通过求解满足协调条件的联立方程分别得出撞击物、被撞击物的响应和撞击物与被撞击物之间的作用力等。这一解法的代表性软件有 LS-DYNA 和 DYTRAN 等,它们能更为真实地模拟撞击过程^[5]。

复合材料自产生以来,就以其比强度高、比刚度大、成型工艺性好及材料的可设计性等性能而受到重视。但是,目前全尺寸的复合材料风挡骨架还没有应用到民机上。因此,对复合材料风挡的研究

基金项目:本文由国家高技术研究发展计划(863 计划)项目资助,项目编号:2012AA112201。

是很有意义的。但另一方面,这也对复合材料风挡的可行性提出了挑战,所以,对该类型风挡进行数值与试验验证就变得十分迫切与必要^[6-8]。

本文运用 MSC. Dytran 进行数值模拟。首先针对文献[9]中的鸟撞铝板试验采用 ALE 方法进行了分析,通过与试验结果的对比,得出结论。然后对风挡的复合材料骨架结构进行了鸟撞数值分析,证明该骨架结构满足鸟撞设计要求。

1 ALE 流固耦合方法

任意的拉格朗日-欧拉(ALE)耦合方法,将模型的拉格朗日部分和欧拉部分建立起耦合关系,耦合面在拉格朗日模型上,该面是欧拉网格与拉格朗日网格之间相互作用力的传递者。材料在欧拉网格中移动的同时欧拉网格节点本身也在运动,使得欧拉网格的位置和形状不断调整。因此,ALE 方法容易处理网格畸变,适合于处理接触碰撞的大变形与材料破坏等复杂力学问题。

1.1 拉格朗日有限元法

在非线性有限元的格式上,采用更新的拉格朗日方法^[10],每一步计算都进行刚度矩阵的更新,并且计算的参考坐标系建立在变形后的当前结构基础上,这样可以有效地处理非线性问题。采用显式时间积分法,时间步长极短,所以非线性问题的求解不需要进行迭代。在采用低精度单元的基础上,经过近似处理,可以使系统的质量矩阵不包括耦合项,从而在进行显式时间积分时无须进行矩阵求逆,只需求解关于每个自由度的独立一元一次代数方程,再加上不需要进行迭代,所以计算效率大大提高。

显式时间积分法:

将运动微分方程

$$Ma_n + Cv_n + Kd_n = F_n^{ext} \quad (1)$$

改写成

$$Ma_n = F_n^{ext} - F_n^{int} \quad (2)$$

$$a_n = M^{-1} F_n^{residual} \quad (3)$$

其中, F_n^{ext} 是外载荷矢量, F_n^{int} 是内力矢量, $F_n^{int} = Cv_n + Kd_n$, $F_n^{residual}$ 是剩余力矢量, $F_n^{residual} = F_n^{ext} - F_n^{int}$, M 是质量矩阵, C 是阻尼矩阵, K 是刚度矩阵,加速度可通过对质量矩阵求逆并乘以剩余力矢量求出。

1.2 欧拉有限体积分法

欧拉方法主要用于流体流动问题的分析以及固体材料发生很大变形的情况。当采用欧拉方法

时,节点固定在空间中,由相关节点连接而成的单元仅仅是空间的划分。欧拉网格是一个固定的参考系。分析对象的材料在网格中流动。材料的质量、动量以及能量从一个元素流向另一个元素^[11]。

将控制方程在流场中任一封闭曲面所包含的容积内进行积分,得到积分形式的控制方程分别为:

质量守恒

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{vol} \rho dV = - \iint_{surf} \rho u \cdot ds \quad (4)$$

动量守恒

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{vol} \rho u dV = - \iint_{surf} \rho u u \cdot ds + \iint_{surf} T \cdot ds \quad (5)$$

能量守恒

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{vol} \rho e_t dV = - \iint_{surf} \rho e_t u \cdot ds + \iint_{surf} T \cdot ds \quad (6)$$

其中 ρ 为密度, u 为速度矢量, e_t 为单位质量的总能量,等于单位质量的内能加上动能, T 是作用于边界上单位面积上的面力。

通过控制方程可以解出单元形心处的物理量(密度、流速、内能)在 t_{n+1} 时刻的值,得到从时刻 $t_n \sim t_{n+1}$ 的变化量关系。根据材料本构关系,可以进一步计算出压力值。

2 基于 ALE 耦合法的鸟撞铝板分析

2.1 有限元模型

文献[9]在洪都 650 所进行了鸟撞铝板试验研究。根据试验的实际情况,鸟体以 30° 角、 91.1 m/s 的初速度撞击铝板中心,铝板四边固支,铝板尺寸为 $410 \text{ mm} \times 500 \text{ mm} \times 10 \text{ mm}$ 。

铝板用八节点六面体元划分,沿铝板厚度方向等厚划分两层单元。以铝板体单元的上下自由表面的节点为公共节点以及在厚度方向的四个面上,分别建立了一层厚度为 0.001 mm 的四节点四边形壳元,形成包围体单元的封闭的耦合面,该耦合面向体单元传递力,而自身对原结构的影响较小,材料和体单元材料一致。铝板材料参数如 1 表所示。

表 1 铝板材料参数

材料参数	密度 /kg/m ³	弹性模量 /MPa	屈服应力 /MPa	泊松比
数值	2 700	72 000	433	0.3

铝板有限元模型分别如图 1 和图 2 所示。

然后在其表面上,鸟体可能的活动范围内建立欧拉网格,欧拉网格与曲板的拉格朗日网格在它们

的接触界面上的节点应当一一对应并且处于相同位置。采用理想流体模式,用DMAT定义鸟体的材料特性,其材料参数见表2。经过验证和分析推测出鸟体模型采用中间圆柱,两端半球的实体来模拟,按照国军标的要求,在鸟重1.8kg的情况下,选取球体的内半径为0.057m,中间圆柱长为0.114m。

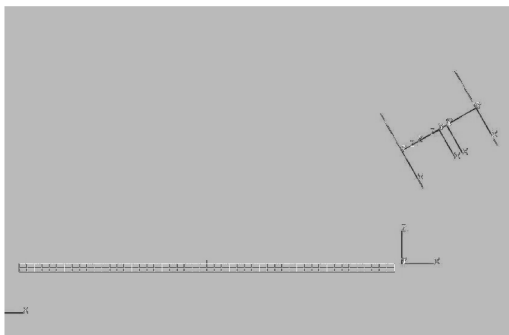


图1 铝板有限元模型(正视图)

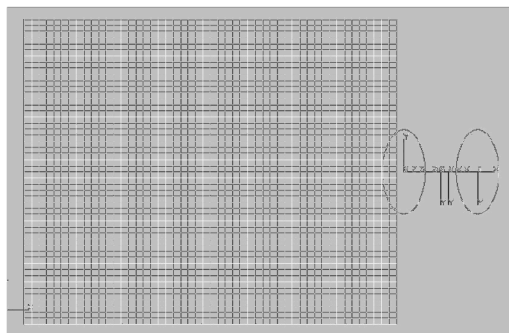


图2 铝板有限元模型(俯视图)

表2 鸟体材料参数

材料参数	密度/kg/m ³	体积模量/MPa
数值	928.15	2 200

欧拉域有限元模型如图3所示。

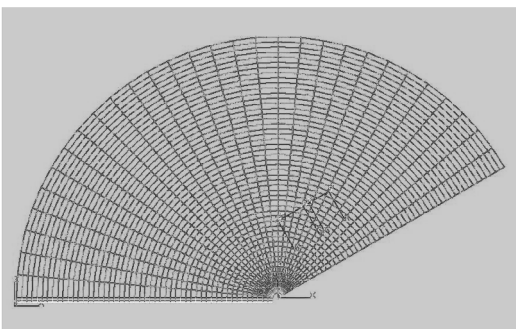


图3 欧拉域有限元模型

用PEULER1定义欧拉网格的物理特性,用TICVAL定义欧拉网格的初始状态,一共有两个区域:整个网格为一个,初始时刻为空;另一个为鸟体初始时刻占据的空间,初始时刻为填满材料,并且

具有相应的初始速度。

用ALE定义欧拉网格和拉格朗日网格之间的耦合关系,其相互接触的表面用作流固耦合的界面。

2.2 结果分析

计算所得的结果如图4所示,并且将其与试验所测得的结果进行比较。

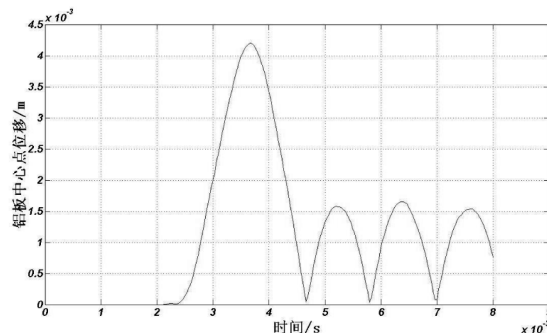


图4 计算所得铝板中心点的位移-时间图

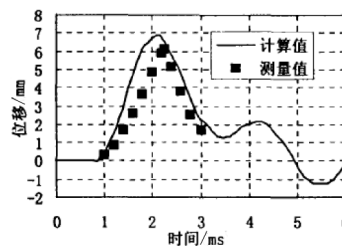


图5 试验所得的位移-时间关系^[9]

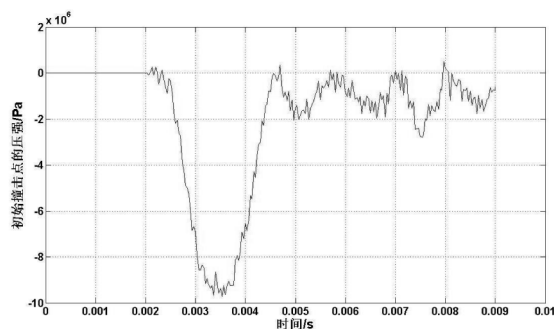


图6 计算所得铝板中心点的压强-时间图

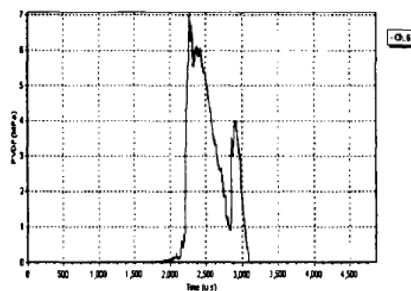


图7 铝板中心点实测撞击压强-时间图^[9]
结果分析:

(1)图5与图7引自文献[9],图5中的计算值为文献[9]的计算值。图4与图6为本文计算值。图4、图5为铝板遭鸟体撞击后铝板中心的位移-时间图。图4为计算值,在计算过程中,撞击时间发生在2ms;图5为试验值,在试验过程中,撞击时间发生在1ms。文章的结果分析以撞击时间为时间原点进行分析,由图4和图5可以看到,铝板中心点位移均在鸟撞之后1.2ms左右达到最大值。

(2)铝板中心点位移-时间图与铝板中心点的压强-时间图曲线趋势一致,铝板遭鸟撞击之后出现震荡,且中心点位移与压强在鸟撞开始的1ms~2ms内出现最大值,在这段时间内,鸟体的大部分质量扫略过铝板的中心区域,之后,鸟体溅射或者滑出铝板区域。

(3)由图6和图7可知,撞击压强的测量和计算都出现了撞击初期的“撞击尖峰”现象,随后撞击压强迅速衰减。数值计算得到的撞击压强符合试验结果。

3 鸟撞风挡复合材料结构动态响应研究

3.1 风挡结构几何模型及有限元划分

风挡结构主要由风挡玻璃、蒙皮、复合材料骨架结构以及钛合金连接耳片构成,主要的承力结构是风挡骨架,其中包括主骨架、侧骨架、横向骨架、机顶侧梁、机顶支撑梁、机顶横长桁和下壁筋条。主骨架位于风挡正中间,它与四个侧骨架以及四个横向骨架夹持住风挡玻璃。下壁筋条左右一共有12根,对称分布,左右两边各有横纵筋条3根。风挡的整体 catia 模型如图8所示。

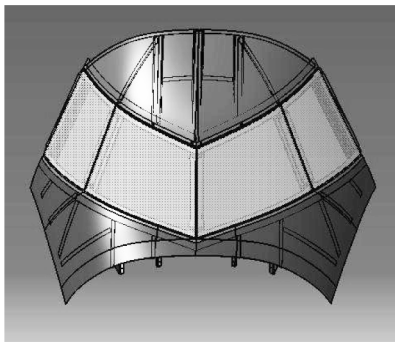


图8 风挡结构全图

其中主要结构的截面分别如图9~图13所示。

由于所给的风挡 catia 模型比较复杂,直接进行有限元处理不容易实现,所以在原有基础上对模型

进行了简化处理。模型简化过程中去掉了钛合金耳片以及连接的螺栓孔,风挡的骨架采用的是复合材料,结构的铺层是对称的。由于机头的长宽以及曲率半径远远大于机头的厚度,因此在有限元处理中采用四节点四边形壳单元(QUAD4)和三节点三角形壳单元(TRIA3)来划分。整个风挡结构是对称的,所以对模型的一半进行了简化,简化后的风挡模型如图14所示。

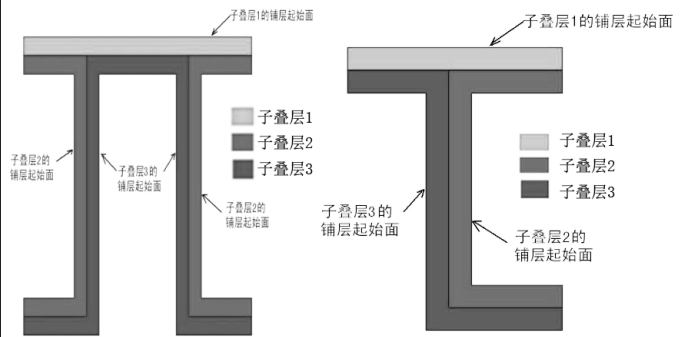


图9 主骨架截面

图10 侧骨架截面

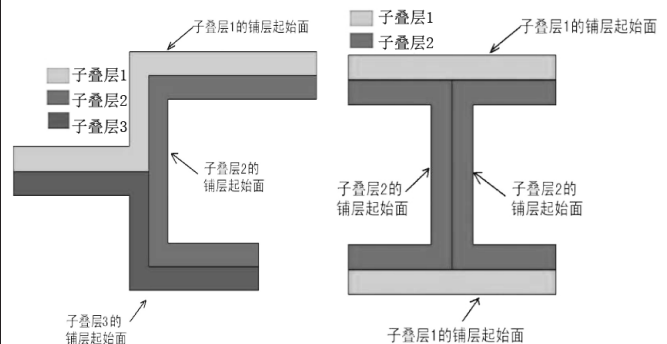


图11 横向骨架截面

图12 机顶中梁截面

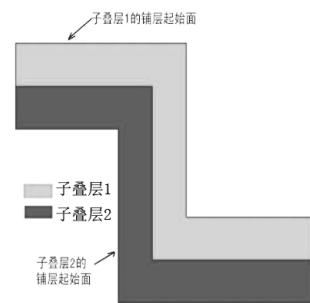


图13 机顶支撑梁截面

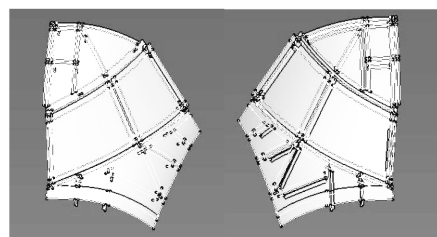


图14 简化后的风挡模型

图 15 和图 16 分别为导入 Patran 后的机头几何模型和有限元模型。

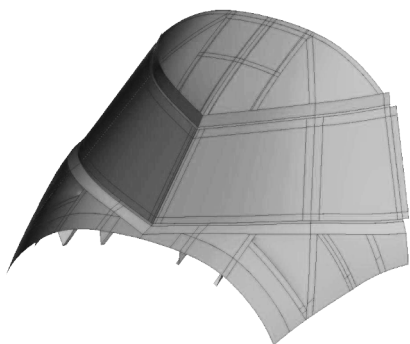


图 15 机头几何模型



图 16 机头有限元模型

3.2 梁及蒙皮模型

碳纤维具有高强度、高模量、耐高温、耐腐蚀、耐疲劳等特性，主要用于制备先进复合材料，而在有些应用领域中的高速加载，常使碳纤维复合材料处于高应变率状态。碳纤维作为复合材料的增强骨架是主要承载体，其力学性质的应变率效应对于设计复合材料的力学性质是极为重要的。研究表明，碳纤维束的力学性能与应变率基本上是不相关的，随着应变率的增大，碳纤维束的初始模量、破坏应力及其失效应变都变化不大，因此碳纤维束在力学性能上是不敏感材料^[12]。

风挡模型的蒙皮、主骨架、侧骨架、下壁筋条以及横向骨架和机顶中梁、支撑梁、侧梁、长桁都采用的是复合材料 U7192/QY8911，其材料参数如表 3 所示，其中在有限元分析中强度值采用的是 B 基值，模量采用的是平均值。本文所用模型较为复杂，为保证计算效率，本文对该模型进行了一定简化，其中，将所有连接件去掉，并采用共节点的方法来处理连接问题。因此，对于连接件在鸟撞过程中的受力问题，本文未予以讨论。根据提供的复合材料铺层信息，蒙皮的铺层参考坐标系以数模中总体坐标系的 x 轴为 0° 方向，中骨架、侧骨架、筋条、机

顶长桁和横向骨架铺层 0° 度方向为其长度方向，具体如表 4 所示。

表 3 复合材料 U7192/QY8911-IV 复合材料力学性能 B 基值(共三批次,试件为干态、室温)

测试项	单位	B 基值	平均值
0° 拉伸强度	MPa	1 899	2 231
0° 拉伸模量	GPa	/	121
主泊松比		/	0.321
90° 拉伸强度	MPa	26.0	34.4
90° 拉伸模量	GPa	/	9.93
0° 压缩强度	MPa	1 064	1 283
0° 压缩模量	GPa	/	111
90° 压缩强度	MPa	167	193
90° 压缩模量	GPa	/	10.7
弯曲强度	MPa	1 429	1 580
层间剪切强度	MPa	-	89.1
纵横剪切强度	MPa	77.2	87.9
纵横剪切模量	GPa	/	4.75

表 4 零件铺层信息

零件名称	铺层信息	厚度
横向骨架	3 个子叠层,子叠层铺层为 [+45/0/0/-45/90/+45/90/90/-45/0]4	10mm
主骨架	3 类子叠层组成,子叠层铺层为 [+45/0/0/-45/90/+45/90/90/-45/0]4	10mm
侧骨架	3 个子叠层,子叠层铺层 [+45/0/0/-45/90/+45/90/90/-45/0]4	10mm
蒙皮	[+45/-45/0/0/+45/90/90/90/-45/0]s	2.5mm
机顶横长桁	[+45/0/0/-45/90/+45/90/90/-45/0]2	5mm
机顶中梁	[+45/0/0/-45/90/+45/90/90/-45/0]2	5mm
机顶侧梁	[+45/0/0/-45/0/0/+45/90/90/90/-45/0]s	3mm
机顶支撑梁	[+45/0/0/-45/90/+45/90/90/-45/0]2	5mm
下壁筋条	[+45/0/0/-45/0/0/+45/90/90/90/-45/0]s	3mm

复合材料部件有限元模型如图 17 和图 18 所示。

Dytran 自带 MAT8a 卡片,可以定义带损伤层合板材料模型。该材料模型能够描述脆性复合材料

的弹性行为及各种失效模式的应力准则。

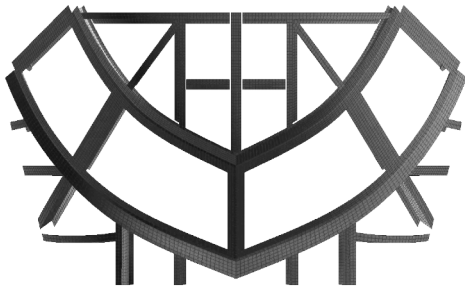


图 17 骨架有限元模型



图 18 蒙皮有限元模型

由于复合材料结构的特殊性,在飞机复合材料结构设计过程中,针对结构总体应变水平采用应变控制的方法,使原本复杂的问题简单化。目前使用复合材料体系,即:T700/QY9611,U7192/QY8911-IV,T700/5429,U7192/QY9512 的极限设计许用应变确定为:

$$[\varepsilon_c] = 3\ 900\ \mu\varepsilon; [\varepsilon_t] = 5\ 600\ \mu\varepsilon; [\gamma] \leq 2[\varepsilon_c]$$

其中, $[\varepsilon_c]$ 为压缩许用应变, $[\varepsilon_t]$ 为拉伸许用应变, $[\gamma]$ 为剪切许用应变。

有限元应变分析及应变限制要求:在极限载荷作用下,对无损结构进行应变分析,将层压板的分析极限应变控制在极限许用应变之下。

应变许用值是用层压板冲击后压缩试验和开孔拉伸试验得到的,实际结构应变是很复杂的,对于弯曲及平面载荷联合作用时,沿板厚度方向各单层应变值不相等。分析处理如下:

将层压板主要承载方向的平均应变最大值(拉伸)或最小值(压缩) ε_x 、 ε_y 、 γ_{xy} (不是主应变)限制在极限许用值之内是满足设计要求的;将平均的主应变 ε_{max} 、 ε_{min} 、 γ_{max} 进行限制同样满足设计要求,建议采用平均主应变限制方法进行应变限制检查分析。

本文采用平均主应变来校核整个层合板的强度。

3.3 风挡玻璃模型

根据设计要求,窗口玻璃采用 3#航空玻璃,厚

度为 15mm,其材料参数如表 5 所示,模型材料采用弹塑性模式,用 DMATEP 定义机头结构的材料性能,用 PSHELL 定义网格物理特性。根据结构的实际情况用单点约束把网格周边的边缘节点约束。

表 5 3#航空玻璃

材料参数	数值
密度/kg/m ³	1 900
弹性模量/MPa	3 150
屈服应力/MPa	68
失效应力/MPa	78
泊松比	0.35
失效应变	0.067
失效塑性应变	0.042

风挡玻璃的有限元模型如图 19 所示。

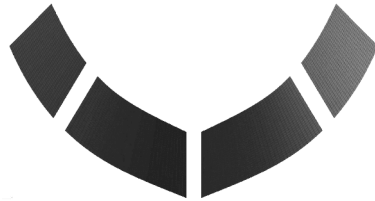


图 19 风挡玻璃有限元模型

3.4 鸟体模型

鸟体模型采用中间圆柱,两端半球的实体来模拟,按照国军标的要求,在鸟重 1.8kg 的情况下,选取球体的内半径为 0.057m,中间圆柱长 0.114m。模型如图 20 所示。

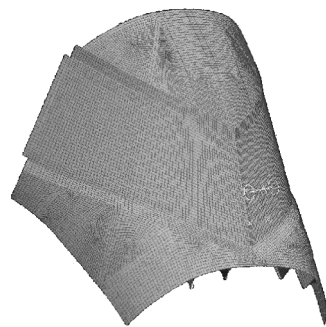


图 20 鸟撞模型

然后在机头表面上鸟体可能的活动范围内建立欧拉网格,如图 21 所示。

由于鸟体的强度很低,撞击过程中产生的压力远远超过了鸟的强度极限,使得鸟体在高速撞击中呈现流体状态,经历了大流动大变形的状态,所以采用理想流体模式,用 DMAT 定义鸟体的材料特性,其材料参数如表 6 所示。

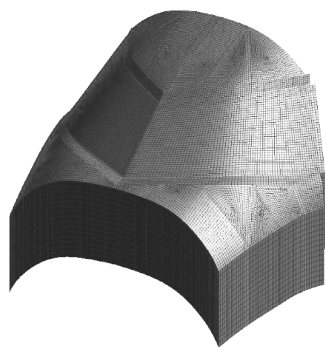


图 21 欧拉域有限元模型

表 6 鸟体参数

材料参数	数值
密度/kg/m ³	928.15
体积模量/MPa	2 200
质量/kg	1.8
半径/m	0.057
中间圆柱长度/m	0.114

3.5 边界条件

根据提供的 catia 模型可知,风挡上部分通过机顶长桁和机身框连接,下半部分和前端与金属壁板连接,可以认为机身框和金属壁板的刚度大于风挡边界的刚度,所以在施加约束的时候是对风挡周边进行简支,约束每个节点的 3 个自由度,如图 22 所示。

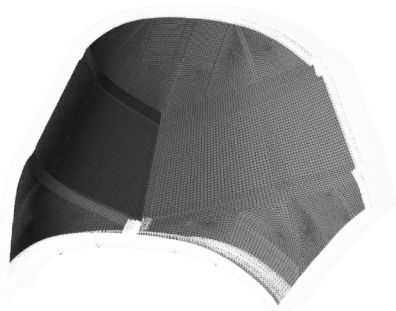


图 22 边界条件

3.6 初始条件

根据统计资料分析,鸟撞击的速度一般在 150m/s 左右^[13]。因此,本文用 150m/s 作为鸟撞击速度。

3.7 结果分析

本文主要研究鸟体以 150m/s 的速度垂直撞击主骨架中部的情况。撞击模型如图 23 所示。

在鸟撞骨架过程中,应该关注骨架的响应和损伤情况,所以仿真定义的输出文件是关于骨架的

Archive 文件,里面包含骨架的位移与应变,分别如图 24 ~ 图 30 所示。



图 23 鸟体垂直撞击主骨架模型

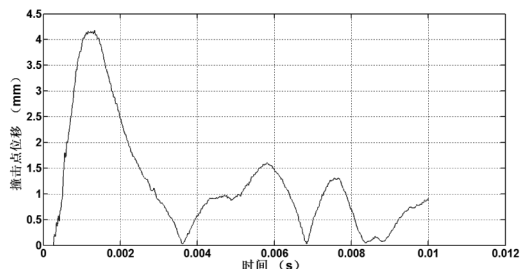


图 24 撞击点位移-时间图

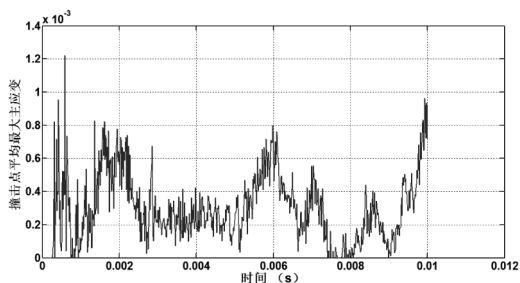


图 25 撞击点平均最大主应变-时间图

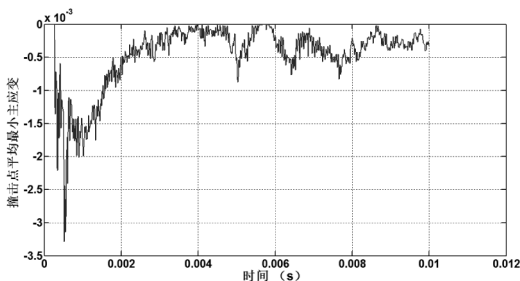


图 26 撞击点平均最小主应变-时间图

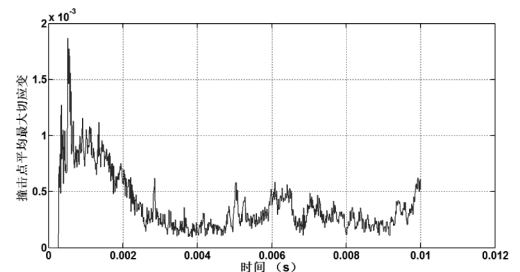


图 27 撞击点平均最大切应变-时间图

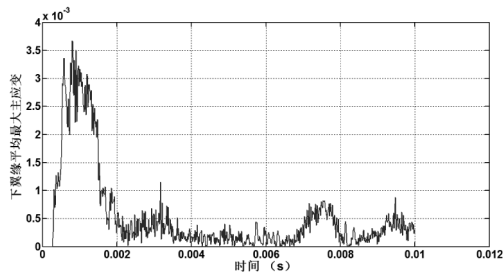


图 28 下翼缘平均最大主应变-时间图

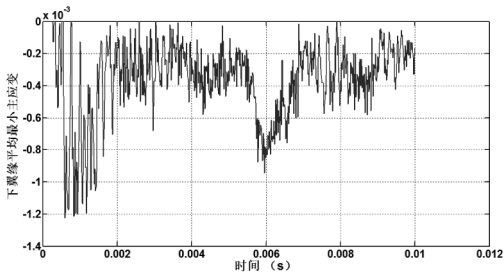


图 29 下翼缘平均最小主应变-时间图

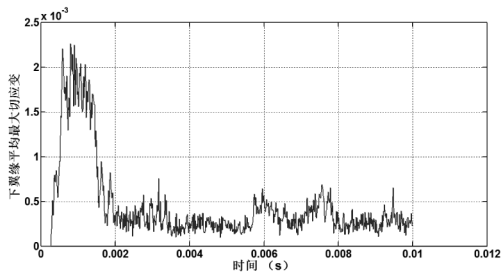


图 30 下翼缘平均最大切应变-时间图

结果分析:

(1)由图 24 可知,鸟以 150m/s 的速度撞击主骨架后撞击点位移迅速达到最大,在 2ms 内出现了撞击初期的“撞击尖峰”现象,随后鸟体溅射或滑出风挡,位移迅速减小。计算得到的位移变化曲线符合试验结果。

(2)由图 25 与图 26,图 28 与图 29 可知,主梁上翼缘纤维以受压为主,下翼缘纤维以受拉为主。其中,上翼缘平均最小主应变为 $-3\ 286\ \mu\epsilon$,其绝对值小于压缩许用应变 $[\epsilon_c] = 3\ 900\ \mu\epsilon$;上翼缘平均最大切应变为 $1\ 871\ \mu\epsilon$,小于剪切许用应变 $[\gamma] = 2\ [\epsilon_c]$;下翼缘平均最大主应变为 $3\ 694\ \mu\epsilon$,小于拉伸许用应变 $[\epsilon_t] = 5\ 600\ \mu\epsilon$;下翼缘平均最大切应变为 $2\ 292\ \mu\epsilon$,小于剪切许用应变 $[\gamma] = 2\ [\epsilon_c]$ 。说明主骨架未失效。

4 结论

采用 ALE 流固耦合方法对民机机头复合材料风挡结构鸟撞过程进行了数值模拟,通过对模拟结

果的后处理及分析,可以得出以下结论:

(1)鸟体与风挡结构撞击相对速度大,鸟体呈现出流体特性,撞击过程持续 2 ms 左右,属于典型的瞬态冲击动力学问题。数值模拟所得位移曲线符合试验结果,说明 ALE 方法能够较好地描述鸟撞过程。

(2)鸟撞过程中,风挡复合材料主骨架没有发生失效,说明本文所用的风挡结构满足设计强度要求。

(3)全尺寸的复合材料风挡骨架目前还没有应用到民机上,本文对该类型风挡的整体结构采用 ALE 流固耦合方法进行了鸟撞分析,这为未来的实际应用提供了一种可供借鉴的分析方法。

参考文献:

- [1]王玉芳.美空军 1987 年鸟撞事故统计[J].国际航空,1989,2:55-56.
- [2]J. P. Barber, L. I. Boehman L. The Modeling of Impact Loads[J]. ad-a065049,1978.
- [3]张志林,张启桥,等.飞机圆弧风挡鸟撞动响应分析[J].航空学报,1992,13(9):538-542.
- [4]张启桥,许宗庆.飞机圆弧风挡鸟撞动响应研究[J].航空学报,1991,12(2):100-105.
- [5]Hashin, Z. Analysis of stiffness reduction of cracked cross-ply laminates. [J] Engineering Fracture mechanics. 1986, 25 (5/6):771-778.
- [6]Johnson A F, Pickett A K, Rozycki P. Computational methods for predicting impact damage in composite structures [J]. Composites Science and Technology, 2001, 61 (15):2183-2192.
- [7]杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1):1-12.
- [8]杨光松. 损伤力学与复合材料损伤[M]. 北京:国防工业出版社,1995:119-121.
- [9]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,2003.
- [10]丁沛然,钱纯. 非线性瞬态动力学分析- MSC. Dytran 理论及应用[M]. 北京:科学出版社,2006.
- [11]卞文杰,万力,吴梓馨. 瞬态动力学 CAE 解决方案 MSC. Dytran 基础教程[M]. 北京:北京大学出版社,2004.
- [12]孙宝忠,顾伯洪. 碳纤维高应变率拉伸破坏形态的应变率效应性质[J]. 东华大学学报,2005,31(1):124-127.
- [13]王爱俊,乔新,厉蕾. 飞机层合风挡鸟撞击有限元数值模拟[J]. 航空学报,1998,19(4):446-450.