

文章编号: 1000-8055(2009)05-1150-08

直升机主桨叶的鸟撞有限元数值模拟

温海涛¹, 关玉璞², 高德平²
(1. 空军第一航空学院 机械工程系, 信阳 464000;
2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 以某型直升机主桨叶为例, 使用瞬态动力学分析软件(MSC. Dytran), 采用先进的任意拉格朗日-欧拉(ALE)流固耦合算法, 进行鸟撞过程的数值模拟. 模拟结果表明: 撞击过程中的最大应力达到 199 MPa, 没有超出桨叶材料的屈服极限. 研究结果为桨叶的抗鸟撞损伤设计提供了参考.
关 键 词: 直升机设计; 鸟撞; 数值模拟; 有限元; 任意拉格朗日-欧拉(ALE)算法
中图分类号: V275.1 **文献标识码:** A

Numerical simulations of bird impact on helicopter rotor blades

WEN Hai tao¹, GUAN Yu pu², GAO De ping²
(1. Mechanical Engineering Department,
The First Aeronautics College of Air Force, Xinyang 464000, China;
2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: As a example, helicopter rotor blade was numerical simulated, adopting advanced arbitrary Lagrangian Eulerian(ALE) fluid-structure interaction algorithmic theory, with dynamic transient analysis software(MSC. Dytran). The results show that: the stress in the course of impact equals 199 MPa, but not oversteps yield limit of the blade material. Analysis results are important for improving the anti impacting damage ability of helicopter rotor blades under bird impact.
Key words: helicopter design; bird impact; numerical simulations; finite element method (FEM); arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE) method

直升机在飞行过程中, 飞行高度一般只有几百米, 而在此高度范围内, 有大量的鸟类飞行, 这就使得发生鸟撞的可能性大大增加. 而且, 直升机是以航空发动机驱动旋翼高速旋转作为升力和推进力来源, 鸟撞击后, 桨叶损伤容易导致升力下降、丧失操纵能力、丧失动平衡产生剧烈振动等问题, 会直接影响直升机的飞行安全. 为此, 中国民航总局在最新版的 CCA R29 适航条例中明确规定: 在高度 2440 m 以下, 速度等于 V_{NE} 或 V_H 时, 受到 1.0 kg 的鸟撞击后能继续安全飞行和着陆

(对 A 类)或安全着陆(对 B 类).
由于旋翼高速旋转, 与鸟体相撞时的相对速度一般都很高. 大量研究表明^[1-2]: 当撞击速度大于 100 m/s 时, 由于鸟体减速而产生的巨大应力远远超过鸟体材料的屈服强度, 致使鸟体发生了流变, 被撕成碎片, 呈流体状飞溅. 因此鸟撞击过程可以描述成一个非恒定的流体动力学过程, 是流体载荷作用下的撞击问题, 并称之为软体撞击.
目前, 国内对直升机结构的鸟撞击没有任何

收稿日期: 2008-05-26; 修订日期: 2009-01-13
作者简介: 温海涛(1981-), 男, 河南偃师人, 讲师, 硕士, 主要从事航空发动机结构强度方面的工作.
E-mail: wht1981613@163.com

研究, 而国外也仅有 Sikorsky(西科斯基)公司在 S-92 中型直升机的研制过程中, 使用 MSC. Dytran 软件对直升机尾桨和垂尾前缘蒙皮的鸟撞进行了数值模拟和实验验证等工作^[3,4].

本文采用 MSC. Dytran 作为有限元分析工具, 使用其中的 Arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE) 流固耦合方法, 对鸟撞击某直升机主桨叶的过程进行了数值模拟, 为新型直升机的桨叶结构设计提供参考.

1 计算模型及载荷

1.1 有限元计算模型

主桨叶结构复杂, 主要承力件“C”形大梁承受离心力并提供了大部分挥舞弯曲刚度, 在翼型前部和后部各布置了一个“Z”形梁, 前后“Z”形梁与蒙皮胶接在一起, 使桨叶剖面形成多闭室结构, 内部使用泡沫塑料作为支承件. 由于桨叶结构复杂, 并且具有曲面、扭转等不规则的结构, 在这里进行合理的简化, 认为是一个等截面平直桨叶, 忽略扭转、截面变化等因素, 可以极大地减小建模和计算的工作量.

大梁和“Z”形梁采用 HEX8 单元划分, 大梁共 7830 个单元, 两根“Z”形梁共 5050 个单元; 蒙皮使用四边形单元划分, 共 20520 个单元; 塑料泡沫填充支承件使用六面体单元划分, 共 48870 个单元. 除蒙皮采用 2-D shell 单元, 其余均采用 3-D 体单元.

在前处理软件(MSC. Patran)中建立模型之后, 根据桨叶的结构特点, 将大梁、“Z”形梁和蒙皮之间定义捆绑联结(RCONN), 将相接的两个面联结到一起. 建立后的模型如图 1 所示.

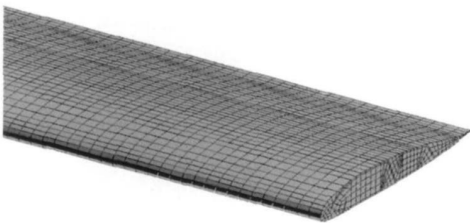


图 1 主桨叶有限元模型(局部)

Fig 1 FEM modeling of rotor blade

由于采用了 ALE 耦合算法, 这里建立 EULER 网格, 并把鸟体包含其中. 建立后的有限元计算模型如图 2 所示. 其中, 白色的圆柱体是鸟体. 模型的欧拉部分与拉格朗日部分之间建立起耦合

关系, 这需要在拉格朗日模型上定义一层耦合面, 该面是欧拉网格与拉格朗日网格之间的相互作用力的传递者, 对于欧拉网格, 该面充当流场边界^[5,6]. 在计算过程中, 欧拉单元内的应力使得有力作用在耦合界面上, 引起拉格朗日单元发生变形, 同时, 拉格朗日单元对流体域也有一个反作用力, 也就是流体和固体之间存在耦合作用.

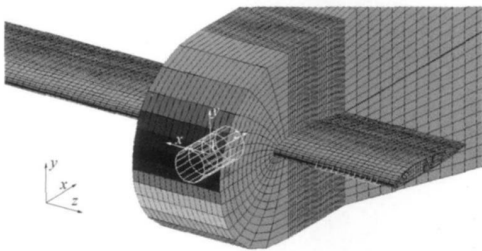


图 2 主桨叶鸟撞有限元计算模型

Fig. 2 FEM modeling of bird impact on rotor blade

当鸟体运动长度超过鸟体长度时, 可以认为鸟撞过程结束. 经估算, 鸟撞过程的周期约为 1.1 ms. 为了计算桨叶在遭受鸟撞击后的响应, 这里适当的延长计算时间, 取 5 ms.

1.2 材料模型和参数

实际的鸟体材料参数比较难以确定, 这里可以用状态方程来描述, 能够更准确的模拟鸟体的材料行为. 状态方程用来定义固体或流体材料在各种不同状态下压力与密度之间的函数关系^[7]

$$p = C_0 + C_1 \lambda + C_2 \lambda^2 + C_3 \lambda^3 \tag{1}$$

其中 $C_1 = \rho_0 C^2$, (C 是材料内的声速); $C_2 = (2k - 1) C_1$, (k 是材料常数); $C_3 = (k - 1)(3k - 1) C_1$, (C_3 是材料常数); 而 C_0 是材料内初始静止压力, 一般可以忽略; 此时 C_1 就是材料的体积模量; $\lambda = \rho / \rho_0 - 1$ (ρ 和 ρ_0 分别是当前密度和初始密度).

在鸟撞击瞬态响应研究中, 把模拟鸟看作长径比为 2 的圆柱体^[1,2], 密度为 930 kg/m^3 , 这里取 C_1 为 2.05×10^9 , C_2 为 6.15×10^9 , C_3 为 1.03×10^{10} . 按规范可分为大、中和小鸟, 质量分别为 1.8, 0.9, 0.15 kg, 这里取 1.8 kg 的鸟体, 半径为 0.0536 m. 计算时, 取主桨叶转速 358 r/min, 撞击点取叶尖半径的 90% 处, 距离旋转中心 5.4 m, 撞击相对速度为 200 m/s.

大梁和“Z”形梁材料为碳纤维, 使用 MSC. Dytran 中的 3-D 各向异性材料 Elas Fail (DMA-TOR) 模型; 密度 1800 kg/m^3 , 弹性模量 $E_a = 128 \text{ GPa}$, $E_b = 50 \text{ GPa}$, $E_c = 50 \text{ GPa}$, 泊松比 $\mu_{ba} = 0.2$, $\mu_{ca} = 0.2$, $\mu_{cb} = 0.25$, 剪切模量 $G_{ab} = 4 \text{ GPa}$, $G_{bc} =$

4GPa, $G_{ca}=4\text{GPa}$, 最大等效应力 2.58GPa .

泡沫塑料的材料模型和参数: 使用 MSC. Dytran 中的各向同性材料 Foam(FOAM1) 模型; 密度为 500kg/m^3 , 体积模量为 8MPa , 二次体积粘性系数为 1.6 , 线形体积粘性系数为 0.1 . 该模型用于各向同性可压缩材料, 泊松比几乎为零. 该材料的屈服行为只遵循一条应力-应变曲线, 也就是说, 无论拉伸、压缩或者剪切, 材料都按照同一条应力-应变曲线发生屈服^[6]. 图 3 是该材料的应力应变曲线.

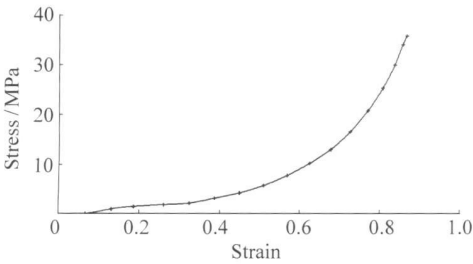


图 3 泡沫材料应力-应变曲线
Fig.3 Stress strain curve of foam material

蒙皮碳纤维布可用 MSC. Dytran 中的 2-D 各向异性材料 Woven fabric(FABRIC) 模型来描述, 密度 2000kg/m^3 , 经向线性弹性模量 $2.16\times 10^8\text{Pa}$, 纬向线性弹性模量 $2.16\times 10^8\text{Pa}$, 剪切模量 $8.31\times 10^8\text{Pa}$, 阻尼因子 0.1 , 应力缩放因子 1 , 锁定角度 $1, 2$ 分别为 $5^\circ, 10^\circ$.

1.3 边界条件的模拟

某型直升机旋翼由桨叶和星型柔性桨毂组成, 主桨叶通过球面弹性轴承、夹板、自润滑关节轴承、粘弹减摆器等零部件连接在中央星形件上. 此结构的特点就是在摆振方向上有阻尼, 在挥舞方向上有柔性, 实际上就成了在铰接处有弹性约束的铰接式旋翼. 为了能更准确的描述直升机在鸟撞过程中的桨叶的约束条件, 根据它的具体连



图 4 主桨叶根部边界条件的模拟示意图
Fig.4 Limit on rotor blade

接方式, 可采用弹簧元模拟桨叶的边界条件. 这里取挥舞方向的弹性系数 K_{RX} 为 $241375\text{N}\cdot\text{m/rad}$, 摆阵方向的弹性系数 K_{RY} 为 $602409\text{N}\cdot\text{m/rad}$. 桨叶在实际工作中还要受到下表面气动力的作用, 但这部分载荷与冲击载荷相比较小, 对计算结果影响不大, 因此, 在本文中并未考虑气动载荷的作用.

建立后的模型示意图如图 4 所示.

2 计算结果分析

通过使用 MSC. Patran 软件对计算结果进行后置处理, 可以清晰直观的得到在撞击整个过程中主桨叶的应力、应变、以及变形等情况.

2.1 应力变化

图 5 为桨叶蒙皮随时间变化的等效应力云图. 当 $t=0.045\text{ms}$ 时, 鸟体开始撞击桨叶, 接触局部区域的最大应力为 2.53MPa (图 5(a)), 从该时刻起, 桨叶最大应力在鸟冲击力的作用下迅速增加. 在 $t=0.18\text{ms}$ 时, 桨叶蒙皮最大应力达到 14.2MPa (图 5(b)). 随着后续鸟体的继续冲击作用, 桨叶局部结构变形逐渐增大, 蒙皮的局部变形也随之增大, 应力也呈增加的趋势(图 5(c)), 在 $t=1.5\text{ms}$ 时达到了最大值 25.4MPa (图 5(d)), 随后由于鸟体的消耗, 对桨叶冲击载荷的消失, 桨叶内最大应力开始下降(图 5(e)), 在 $t=5\text{ms}$ 时, 减小到 7.78MPa (图 5(f)). 从图中还可以看出, 应力较大的区域主要集中在“C”形梁后缘和泡沫塑料联结的地方, 而不在冲击中心处, 这是由于在前缘蒙皮内包括了“C”形大梁, 大梁和蒙皮之间结合紧密, 蒙皮由“C”形大梁支撑, 从而, 大梁吸收了一大部分的鸟体冲击能量, 加强了桨叶的抗鸟撞能力.

图 6 是撞击中心处附近蒙皮的 65896, 67781, 75611 号单元的等效应力随时间的变化曲线. 通过对比, 可以看出, 在整个撞击过程中, 应力最大的地方不在撞击中心处, 而在与撞击中心成 45° 方向的某一点处, 这是因为碳纤维布蒙皮的纤维方向和桨叶的展向成 45° , 而且编织材料只能承受编织面内的拉应力和剪应力造成的.

图 7 是撞击中心处附近大梁的 6961, 6963, 6969 号单元的等效应力时间历程. 从图中可以看出, 在整个撞击过程中大梁的等效应力都保持在 200MPa 以下, 远低于材料的屈服极限. 从最大应力值的数值来看, 也比蒙皮的应力要大, 说明承受鸟体冲击载荷的主要是碳纤维大梁.

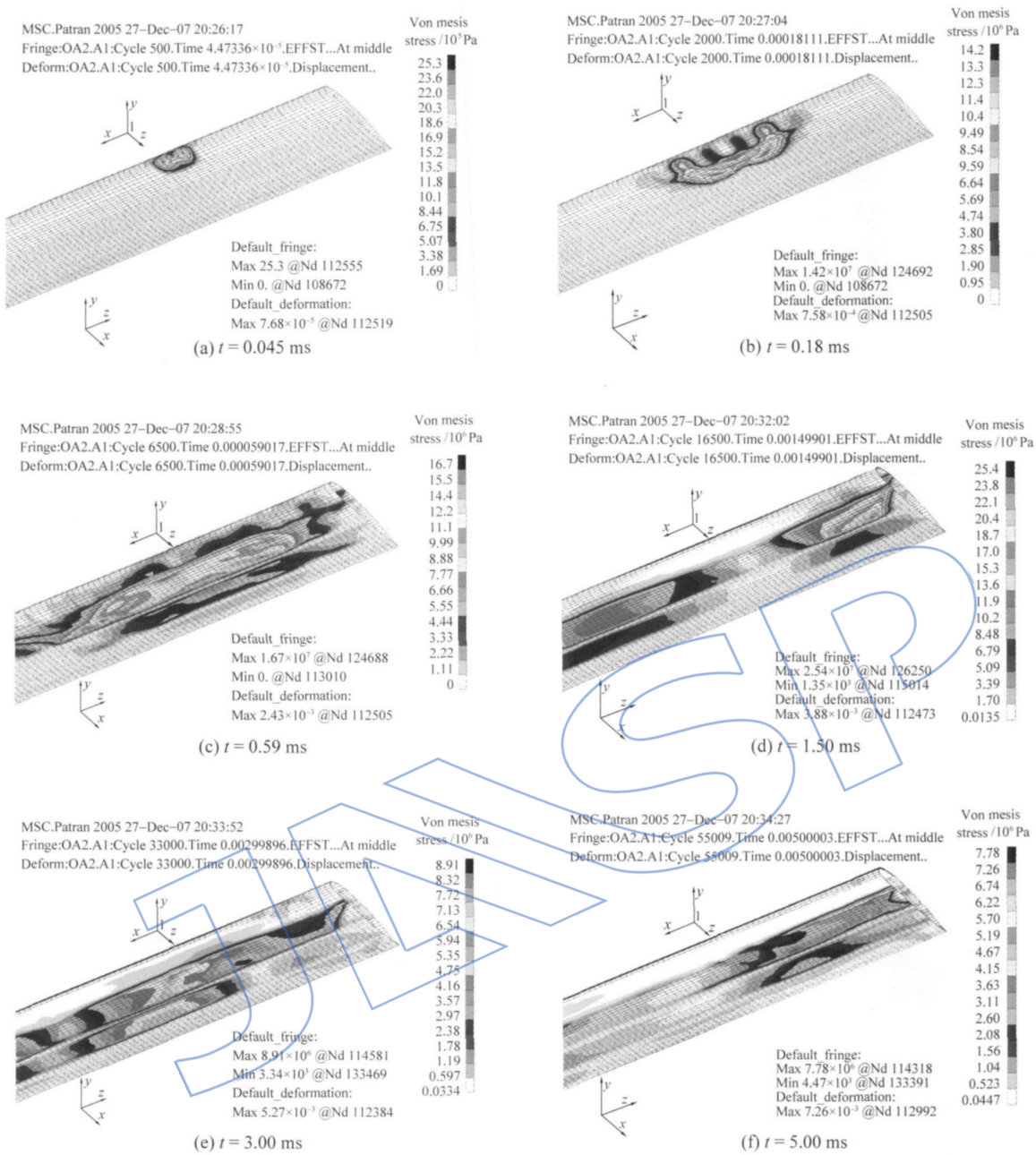


图 5 桨叶蒙皮不同时刻的等效应力云图
Fig. 5 Von mesis stress figure on skin

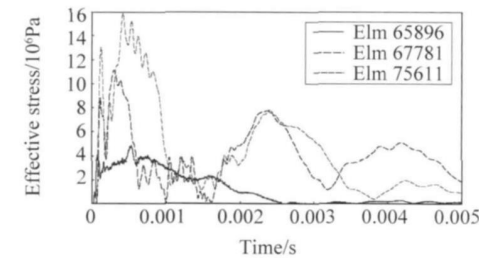


图 6 撞击中心处蒙皮单元等效应力的时间历程
Fig. 6 Time course of skin von mesis stress in impact center

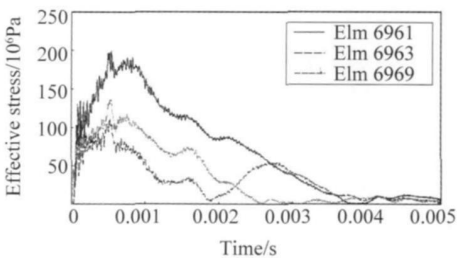


图 7 撞击中心处大梁单元等效应力的时间历程
Fig. 7 Time course of crossbeam von mesis stress in impact center

并且从图 6、图 7 中还可以看出,在撞击结束时,3 个蒙皮单元和 3 个大梁单元的应力趋于相等,也就是说在撞击结束以后,整个桨叶内的应力都是趋向于均匀分布的。

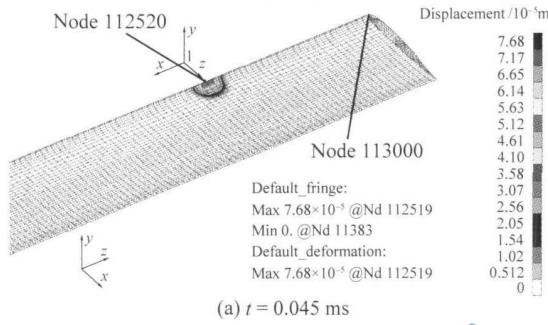
2 2 位移变化

图 8 为桨叶随时间变化的位移云图。在撞击初始阶段,最大位移点出现在鸟体撞击处(图 8 (a)),这是因为在这个阶段,最大应力出现在撞击区域内,随着最大应力的增大,最大位移也会逐渐增大(图 8(b))。之后,随着后续鸟体的不断冲击,

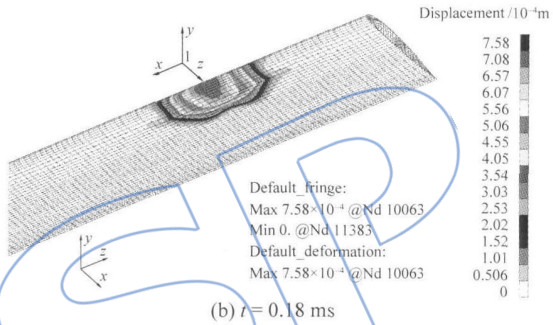
最大应力值先是增大,接着由于冲击载荷的消失又开始减小。而这时的桨叶对鸟体撞击的载荷有了很大的响应,桨叶上表面下凹的区域逐渐扩大(8(c), 8(d), 8(e))。随着时间的推移,桨叶尖端对鸟撞击的响应开始表现得比较明显,这时最大位移点逐渐移动到尖端部位(图 8(f))。

图 9 是撞击中心处 112520 号节点(其位置在图 8(a)中标出)位移时间曲线。可以看出,在冲击初始阶段,冲击中心位移迅速增大,随着时间推移,鸟体消耗完,冲击载荷消失,位移基本不再增

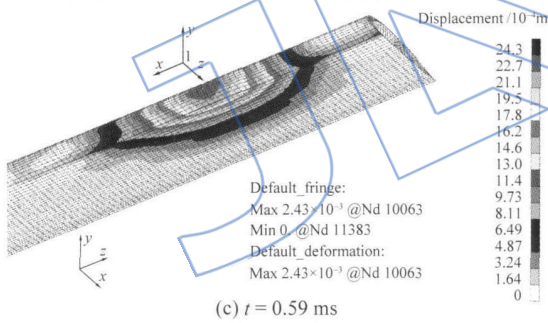
MSC.Patran 2005 27-Dec-07 20:39:38
Fringe:OA2.A1:Cycle500.Time 4.47336×10⁻⁵.Displacement..Magnitude.(Non-layered)
Deform:OA2.A1:Cycle 500.Time 4.47336×10⁻⁵.Displacement..



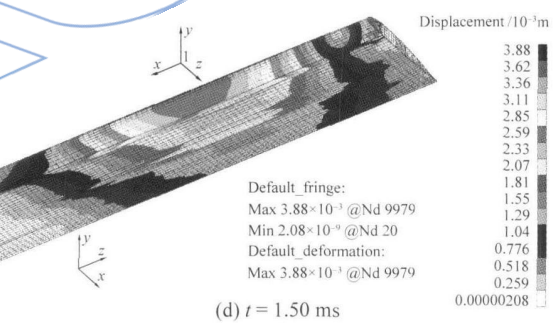
MSC.Patran 2005 27-Dec-07 20:39:38
Fringe:OA2.A1:Cycle 2000.Time 0.00018111.Displacement..Magnitude. (Non-layered)
Deform:OA2.A1:Cycle 2000.Time 0.00018111.Displacement..



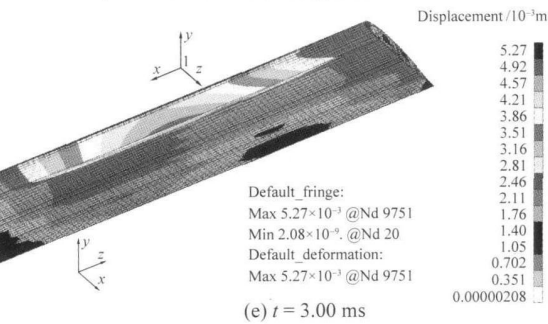
MSC.Patran 2005 27-Dec-07 20:42:18
Fringe:OA2.A1:Cycle 6500.Time 0.00059017.Displacement..Magnitude.(Non-layered)
Deform:OA2.A1:Cycle 6500.Time 0.00059017.Displacement..



MSC.Patran 2005 27-Dec-07 20:44:12
Fringe:OA2.A1:Cycle 16500.Time 0.00149901.Displacement..Magnitude.(Non-layered)
Deform:OA2.A1:Cycle 16500.Time 0.00149901.Displacement..



MSC.Patran 2005 27-Dec-07 20:45:56
Fringe:OA2.A1:Cycle 33000.Time 0.00299896.Displacement..Magnitude.(Non-layered)
Deform:OA2.A1:Cycle 33000.Time 0.00299896.Displacement..



MSC.Patran 2005 27-Dec-07 20:45:27
Fringe:OA2.A1:Cycle 55009.Time 0.00500003.Displacement..Magnitude.(Non-layered)
Deform:OA2.A1:Cycle 55009.Time 0.00500003.Displacement..

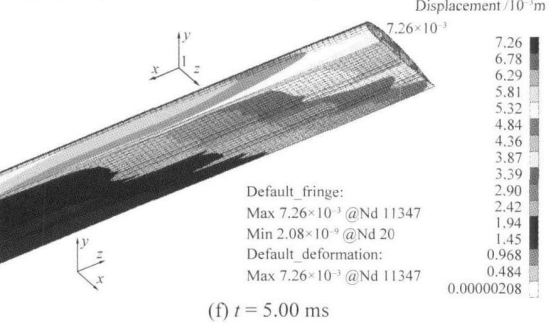


图 8 主桨叶表面不同时刻的位移支图
Fig. 8 Displacement figure on skin

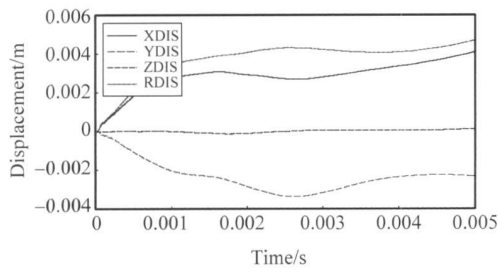


图 9 撞击中心处 112520 号节点位移时间曲线
Fig. 9 Time course of skin node 112520 in impact center

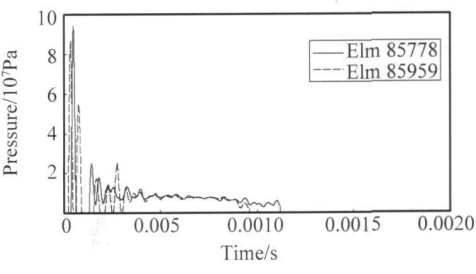


图 11 EULER 单元的压力时间曲线
Fig. 11 Time course of pressure in impact center

大,只是由于本身的惯性驱使桨叶继续运动。
图 10 是桨叶尖端 113000 号节点(其位置在图 8(a)中标出)位移时间曲线。可以看出,桨叶尖端对鸟体冲击的响应有一定的滞后,这是因为,应力波传播到桨叶尖端需要一定的时间,随着时间的推移,桨叶尖端位移的大小接近于冲击中心的位移。不同于 112520 号节点的是,113000 号节点在 3 个方向的位移变化并不是单调增加或减小的,这是桨叶尖端对冲击载荷的响应造成的。

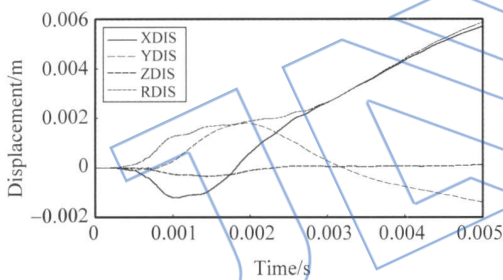


图 10 桨叶尖端 113000 号节点位移时间曲线
Fig. 10 Time course of tip node 113000

2.3 接触压力变化

图 11 是 EULER 单元中鸟体撞击中心区域 85778, 85959 号单元的压力时间曲线。从这个图中可以看出,在 0.05 ms 左右,压力突增,达到了 94.2 MPa,这是因为鸟体局部接触桨叶,在极短的时间内速度减小为零,从而承受极大的压力,这个阶段属于初始撞击阶段。而后压力开始衰减,当压力衰减到一定程度,压力基本保持为一个恒定的值,此时的鸟体可以看作一个恒定的流动,最后鸟体运动到桨叶后方时,对桨叶的作用力也就消失。

图 12 是理想鸟体撞击接触压力示意图^[7]。在撞击初始阶段,由于鸟体局部相对于物体表面滞流,受到压缩,从而在该区域产生了极高的压力,

使得后继的鸟体材料承受了非常高的压力梯度,这样,鸟体材料就会向外径方向加速,形成弱的膨胀波,导致了鸟体内部压力逐渐降低,也就是压力衰减阶段。膨胀波在鸟体中经过几次反射,进入了恒定流动阶段,这时,鸟体具有相对恒定的压力场和速度场。随着鸟体的消耗,压力场也发生变化,当鸟体消耗完时,恒定流动也结束,撞击表面压力快速下降至零,形成压力终止阶段。到此为止,整个鸟撞过程结束。通过对比,模拟结果和理论曲线吻合较好,整个撞击过程由初始撞击、压力衰减、恒定流动及流动终止 4 个阶段组成。

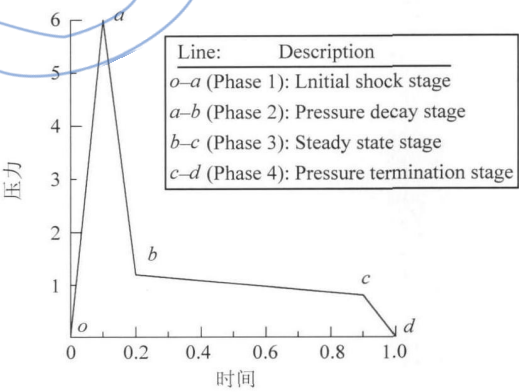


图 12 理想鸟体撞击接触压力示意图
Fig. 12 Schematic representation of ideal bird strike induced contact pressure curve composed of four phases

2.4 撞击过程鸟体碎片显示

图 13 是鸟体撞击过程中,鸟体被撕碎、桨叶的变形以及蒙皮等效应力的变化过程显示。可以看出,在撞击过程中,鸟体在自身材料内各种力的综合作用下,主要分成上下两大块,然后冲击在上下表面,由于相对撞击速度比较高,导致鸟体流变,被撕成碎片,向外飞溅,呈现出一定的流体特性。

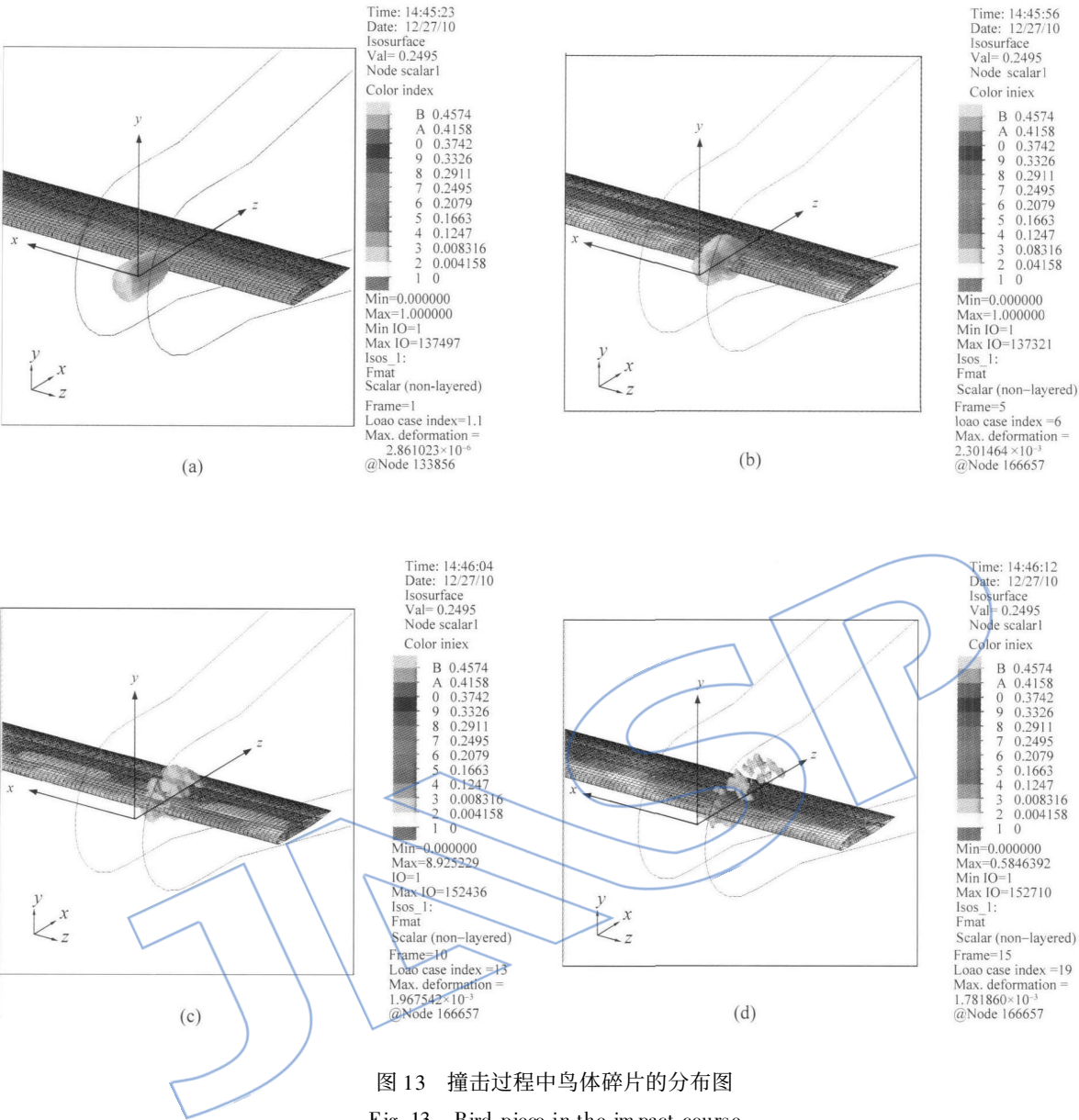


图 13 撞击过程中鸟体碎片的分布图

Fig. 13 Bird piece in the impact course

3 结 论

经过数值模拟分析,此种结构的主桨叶在最可能发生撞击的前缘内置了“C”形大梁,承受了大部分的撞击载荷,因此在整个撞击过程中,最大应力值达到 199 MPa,但并未超出材料的屈服极限,具有较好的抗鸟撞能力.为了能更好的抵抗鸟撞击载荷,还可以在桨叶的前缘增加不锈钢包皮,一方面减小鸟撞对桨叶损伤的可能性,另一方面还可以防止气流和桨叶表面之间的摩擦,提高桨叶的使用寿命.

研究结果为新型直升机桨叶的结构设计提供一定的参考.在模拟分析过程中形成的模拟仿真技术可以很好的推广应用于其它的冲击动力学研

究领域中.

参考文献:

[1] 关玉璞,陈伟,高德平.航空发动机叶片外物损伤研究现状[J].航空学报,2007,28(4):851-857.
GUAN Yupu, CHEN Wei, GAO Deping. Present status of investigation of foreign object damage to blade in aeror engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 851-857. (in Chinese)
[2] 陈伟,高德平,尹晶.航空发动机叶片的鸟撞击损伤研究[J].燃气涡轮试验与研究,1998,11(4):34-39.
CHEN Wei, GAO Deping, YIN Jing. Research of bird impact damage of aeroengine blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1998, 11(4): 34-39. (in Chinese)
[3] Dobyns A, Federici F, Young R. Bird strike analysis and test of a spinning S-92 tail rotor[C]// American Helicopter

Society 57th Annual forum. Washington, D. C., U. S. A.: [s. n.], 2001.

[4] Dobyns A. Bird strike analysis of S 92 vertical tail cover using DYTRAN [C]. Bridgeport, V. T., U. S. A.: American Helicopter Society, 1998.

[5] MSC. Software Corporation. MSC. DYTRAN user's guide [M]. Version 2005. [S. l.]: MSC. Software Corporation, 2005.

[6] 卞文杰, 万力, 吴莘馨. 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: 53-55.

[7] Jenq S T, Hsiao F B, Lin I C, et al. Simulation of a rigid plate hit by a cylindrical hemispherical tip ended soft impactor accepted [J]. Computational Materials Science, 2007, 39(5): 518-526

