

文章编号: 1000-8055(2010)10-2211-06

采用流固耦合的实体元空心叶片鸟撞数值模拟

刘建明, 蒋向华, 秦银雷, 王延荣

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191)

摘 要: 针对目前通用流固耦合算法在模拟实体元结构破坏上存在不足, 以 MSC. Dytran 软件为平台, 研究和验证了不考虑失效和考虑失效的实体元平板叶片流固耦合数值模拟方法; 在此基础上, 结合大涵道比航空发动机工作过程中较为常见且非常严重的鸟撞事故, 建立了实体元空心叶片鸟撞瞬态动力学有限元模型并进行相应计算, 结果表明: 计算较好地模拟了叶片在遭受鸟体撞击后会产生巨大的瞬时冲击应力, 以及叶片由此产生局部塑性变形. 最后模拟了叶片遭受鸟撞发生失效的过程.

关 键 词: 鸟撞; 实体元; 空心叶片; 流固耦合; 塑性变形

中图分类号: V231. 9

文献标识码: A

Numerical simulation of bird impact on solid element hollow blades by using fluid-solid coupling method

LIU Jian ming, JIANG Xiang-hua, QIN Yin lei, WANG Yan rong

(Aeroengine Numerical Simulation Research Centre, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: In view of the shortages of current fluid-solid coupling arithmetic in simulating the failure of solid element structures, fluid-solid coupling numerical simulation methods of solid element flat blade were studied and validated with MSC. Dytran software while considering its integrity and failure. On this basis, in combination with very common and serious bird impact accidents in the working process of high bypass ratio aero engines, Finite element method (FEM) model of the solid element hollow blades with transient dynamic load for bird impact was established and the corresponding calculation was performed. Result shows that, huge instantaneous impact stresses will occur in the blades after bird strike, leading to local plastic deformation of the blades. The failure process of the blades after bird strike was simulated finally.

Key words: bird impact; solid element; hollow blade; fluid-solid coupling; plastic deformation

鸟撞是指飞机等飞行器与空中飞行的鸟相撞造成的飞行事件. 随着飞行器速度和发动机进气量的增加、新型材料的使用、飞行噪声的降低、飞行包线的扩大, 鸟撞事件的概率呈上升趋势^[1]. 发动机叶片是较易受鸟撞击的部位^[2], 因此, 对其进

行抗鸟撞研究具有重要意义. 早期的鸟撞研究基本上通过试验进行, 随着计算机技术以及有限元数值计算理论的发展, 越来越多地采用数值模拟方法进行鸟撞研究^[3], 所用的有限元程序包括 LS-DYNA^[4-5], ABAQUS^[6], PAM-CRASH^[7] 和

收稿日期: 2009 10 09; 修订日期: 2009 12 28

基金项目: “凡舟”基金(20080401)

作者简介: 刘建明(1984-), 男, 江西赣县人, 硕士生, 研究方向为航空发动机结构、强度、可靠性.

MSC. Dytran^[8] 等. 叶片鸟撞瞬态响应的算法包括固固耦合算法、接触冲击算法、流固非耦合算法和流固耦合算法等^[9]. 目前在采用流固耦合算法研究叶片鸟撞的问题上, 普遍采用壳元划分叶片^[1, 10-11], 而壳元在模拟非薄壁结构方面存在困难. 如果采用实体元划分叶片, 由于在失效单元的处理及耦合面的推进等方面存在着诸多困难, 目前的流固耦合算法还缺乏完善的理论. 所以现有的计算程序一般只能计算壳元的耦合及失效, 这就给考虑失效的实体元空心叶片鸟撞数值模拟带来了很大的挑战.

为了开展实体元空心叶片鸟撞数值模拟并考虑失效, 本文首先基于鸟撞铝板的试验结果, 利用 MSC. Patran 软件建立了鸟撞实体元平板的有限元模型, 研究了不考虑失效情况的平板鸟撞数值模拟方法; 然后建立了考虑失效的有限元模型以研究带失效模式的平板鸟撞数值模拟方法; 最后建立了鸟撞实体元划分的空心叶片转子级瞬态动力学有限元模型, 用 Nastran 和 Dytran 软件进行了相应的数值计算. 最后, 还进一步模拟了考虑破坏的空心叶片的鸟撞响应过程.

1 方法及验证

为了进行实体元空心叶片的鸟撞数值模拟, 本文采取的方法是以体单元自由表面的节点作为壳单元的节点, 建立了覆盖在体单元表面的一层四节点薄壳元. 薄壳元起辅助作用, 用来形成封闭的耦合面并向体单元传递力, 而自身对原结构的影响较小, 材料和体元材料一致.

为了验证以上方法的可行性, 针对文献[12]所做的鸟撞铝板试验, 建立了鸟撞铝板模型, 有限元模型如图 1 所示.

铝板尺寸为 410 mm × 500 mm × 10 mm, 四边固支, 用分段线性塑性材料模拟, 材料参数如表 1 所示.

表 1 铝板材料

Table 1 Material properties for aluminum plate

ρ (kg/m ³)	E /MPa	σ_y /MPa	μ
2700	72 000	433	0.3

表 1 中, ρ 为密度, E 为弹性模量, σ_y 为静态屈服强度, μ 为泊松比.

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; 在厚度方向的四个面上建

立了一圈哑元. 以铝板体单元的上下自由表面的节点为公共节点, 分别建立了一层厚度为 0.001 mm 的四节点四边形壳元. 哑元和壳元共同形成包围体单元的封闭的耦合面, 如图 2 所示.

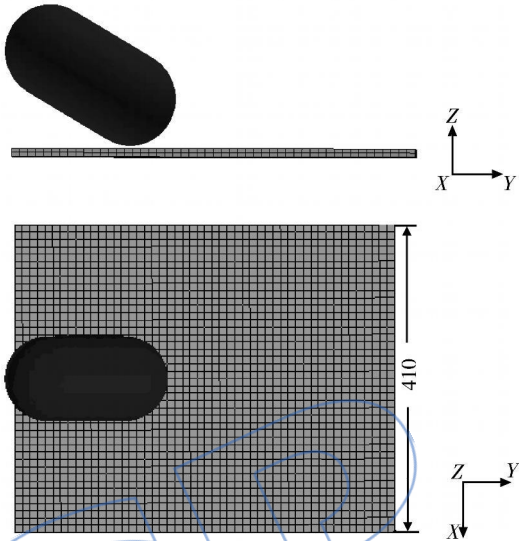


图 1 鸟撞铝板有限元模型
Fig. 1 Finite element model of bird impact on aluminum plate

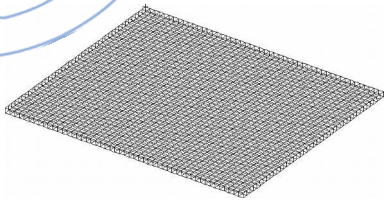


图 2 包围铝板的封闭耦合面
Fig. 2 Close coupling surface around the aluminum plate

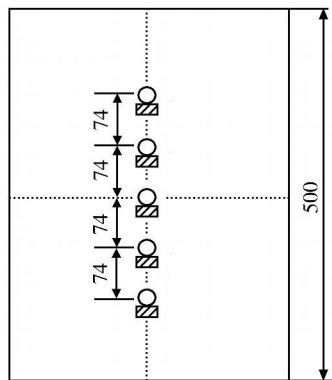
另外, 为了和体元(铺壳)划分铝板的计算结果对比, 用壳元划分铝板并进行相应计算.

鸟体采用线性流体模型, 质量 $M = 1.8\text{ kg}$, 密度 $\rho = 928.15\text{ kg/m}^3$, 体积模量 $K = 2\,200\text{ MPa}$, 用长径比为 2:1 的两端半球中间圆柱实体来模拟, 以 30°角斜撞向铝板中央.

试验测得了铝板中心点的法向位移随时间的变化情况; 以及撞击开始 1.24 ms 后沿铝板宽度方向(撞击方向)的测点的位移, 如图 3 所示^[12].

1.1 与试验结果的对比

图 4 为铝板中心点的法向位移变化的计算值与测量值的对比, 图 5 为撞击开始 1.24 ms 后沿铝板宽度方向的测点的位移的计算值与测量值的对比. 由两图可以看出, 用体元(铺壳)和壳元划分铝



○ 为位移传感器 ▤ 为应变传感器

图 3 沿板宽度方向的测点

Fig. 3 Measure points along the width direction of the plate

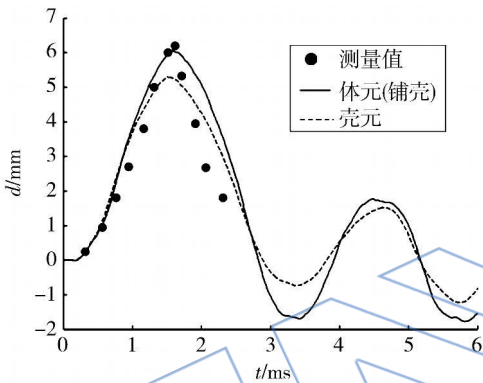


图 4 板中心点位移-时间曲线

Fig. 4 Displacement time curve of the centre of the plate

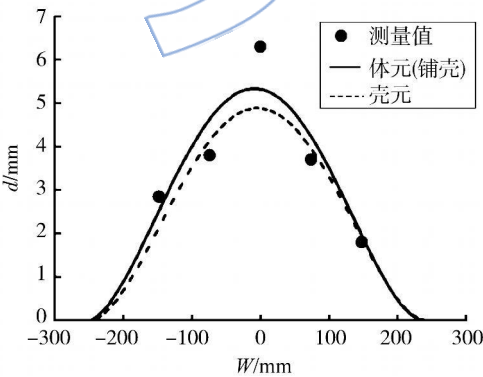


图 5 撞击开始 1.24 ms 后沿板宽度方向的位移

Fig. 5 Displacement along the width of the plate at 1.24 ms after the beginning of the impact

板的计算值与试验值比较一致. 由本计算结果得: 对于中心点的法向位移的最大值, 用体元(铺壳)和壳元划分铝板的计算值相对于测量值的误差分

别为 2.3% 和 14.6%. 由此可见, 本计算用体元(铺壳)划分相对于壳元划分的计算精度要高.

1.2 辅助耦合层的带入误差分析

为了考察辅助耦合层(体元表面的薄壳元)的引入对原结构的影响, 本文对辅助耦合层的带入误差进行了分析, 采用的方法是计算体单元自由表面未铺壳元和铺薄壳元时铝板中心点的位移随时间的变化, 如图 6 所示. 由计算得: 体元(铺壳)相对于未铺壳体元的最大位移响应的误差为 0.21%, 由此可见铺薄壳元对计算结果的影响很小.

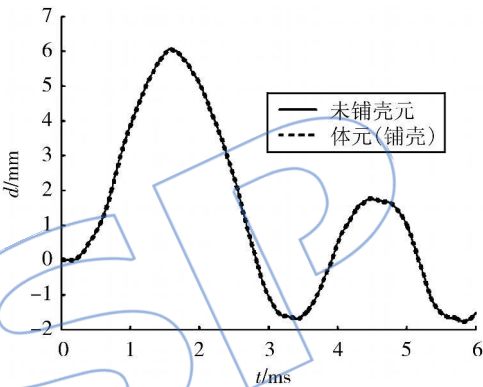


图 6 未铺壳元和铺壳元板中心点位移-时间曲线

Fig. 6 Displacement time curve of the centre of the plate when without and with shell elements

薄壳元的作用是传递鸟体与体单元之间的相互作用力. 如果体元表面没有铺薄壳元, 目前的 Dytran 软件还不具备直接模拟体元失效的功能.

1.3 对破坏过程模拟能力的验证

为了进行考虑叶片失效时的鸟撞数值计算, 建立了考虑失效的鸟体正撞击平板的有限元模型. 平板的尺寸为 100 mm × 120 mm × 2 mm, 平板材料的静态应变强化效应采用双线性应力-应变模型, 应力循环效应采用等向强化模型, 动态应变率效应采用 Cowper-Symonds 模型, 其硬化方程为

$$\frac{\sigma_d}{\sigma_y} = 1 + \left(\frac{\dot{\epsilon}}{D} \right)^{1/P}$$

σ_d 为动态应力, σ_y 为静态屈服强度, $\dot{\epsilon}$ 为等效应变率. D , P 为表征动态硬化的材料系数, 取 $D = 100$, $P = 10$, 材料数据如表 2 所示, 密度 $\rho = 4430 \text{ kg/m}^3$, 泊松比 $\mu = 0.3$, 最大塑性应变 $\epsilon_b = 0.05$, E_h 为硬化模量.

鸟体用圆柱体代替, 密度 $\rho = 930 \text{ kg/m}^3$, 体

积模量 $K = 2200 \text{ MPa}$, 半径 $r = 15 \text{ mm}$, 长度 $L = 50 \text{ mm}$, 以 $V = 1000 \text{ m/s}$ 的速度正撞击平板中央.

表 2 平板材料参数

Table 2 Material properties for plate		
E/MPa	E_h/MPa	σ_y/MPa
112 500	14 286	900

计算了当考虑失效, 分别用壳元和体元(铺壳)划分平板时, 板中心单元的应力随时间的变化, 如图 7 所示. 用壳元、体元(铺壳)划分平板的单元应力最大值分别为 4420.6 MPa 和 4104.6 MPa , 体元(铺壳)相对壳元的误差为 7.15% . 图 8、图 9 分别显示了体元(铺壳)、壳元平板某相同时刻鸟撞失效瞬间.

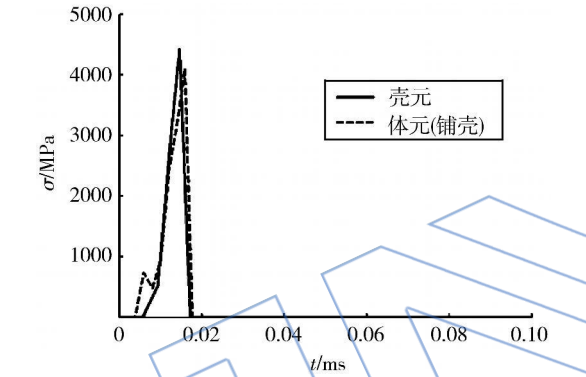


图 7 板中心单元的应力-时间曲线
Fig. 7 Stress-time curve of the centre element of the plate

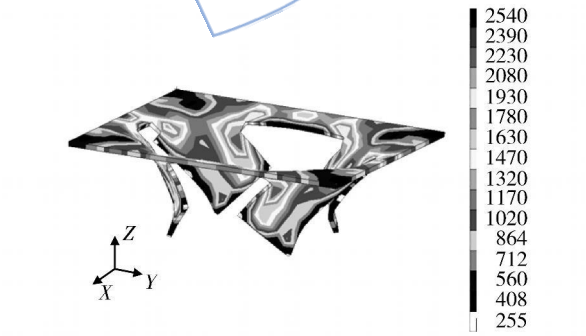


图 8 体元(铺壳)平板失效瞬间(单位: MPa)
Fig. 8 Failure moment of solid element plate(with shell) (unit: MPa)

以上不考虑和考虑平板失效的计算结果表明, 对于体单元划分且厚度不大的叶片, 可以采用在叶片的体单元的自由表面铺一层薄壳元来进行叶片鸟撞数值模拟.

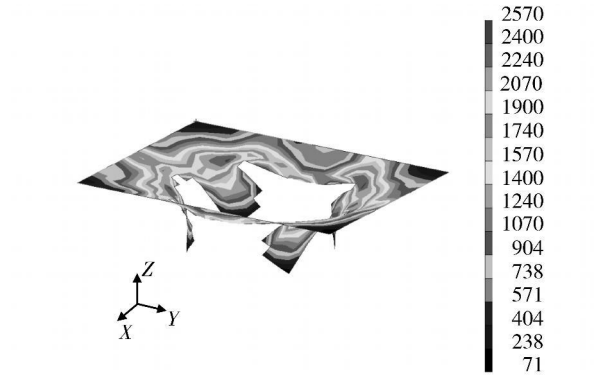


图 9 壳元平板失效瞬间(单位: MPa)
Fig. 9 Failure moment of shell element plate (unit: MPa)

2 叶片鸟撞有限元建模

采用 Patran 软件建立八节点六面体空心叶片模型. 每片叶片沿叶高有 13 层单元. 为了节省计算时间, 模型只建立了发动机中与鸟体有初始碰撞行为的第 1 级风扇/压气机转子叶片, 由 13 片叶片组成, 每片叶片有单元 1122 个、节点 2044 个; 鸟体采用欧拉单元进行模拟. 为了进行考虑叶片破坏的鸟撞数值模拟, 参考第 1 节中所用的方法, 以叶片的体单元自由表面上的节点为公共节点, 建立了覆盖在体元表面的四节点的壳元, 壳元厚度为 0.001 mm . 整个模型如图 10 所示, 图中欧拉域 2 包含了叶片转动范围内有可能发生鸟撞的区域, 由 26 个物理分开的独立空间构成, 这些空间包含了相邻两叶片之间的区域, 以及每片叶片叶盆和叶背之间的区域. 欧拉域 1 包含了叶片转动范围之外的区域. 欧拉域 1 和欧拉域 2 通过哑元加以分隔.

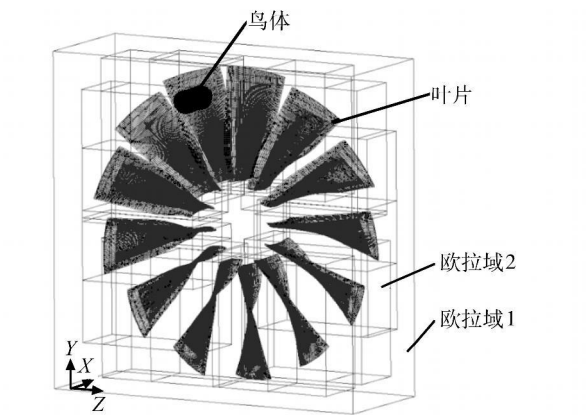


图 10 鸟撞有限元模型
Fig. 10 Finite element model of bird impact

叶片材料为 1.3 节中鸟体正撞击平板时的材料.

鸟体质量 $M = 0.35\text{ kg}$, 密度 $\rho = 930\text{ kg/m}^3$, 体积模量 $K = 2200\text{ MPa}$, 用长径比为 2:1 的圆柱体代替, 半径 $r = 31.055\text{ mm}$, 速度按照航空发动机适航规定, 取 $V = 102.8\text{ m/s}$.

叶片受离心载荷的作用, 转速为 $12\,000\text{ r/min}$. 叶片初始状态为稳定旋转, 由 Nastran 软件的预应力分析计算得到.

3 不考虑叶片失效的鸟撞数值模拟

由 2 节中所建模型进行叶片鸟撞计算. 鸟撞计算时长为 0.0018 s .

图 11 显示了鸟撞过程中的某个时刻的瞬时图像.

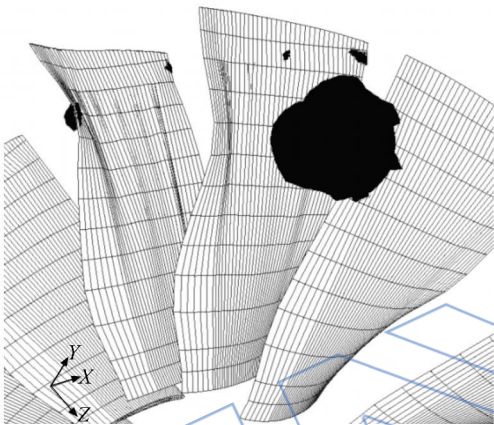


图 11 鸟撞瞬间
Fig. 11 Moment of bird impact

由图 11 可以看出, 鸟体由于叶片的旋转与不同的叶片发生碰撞, 鸟体减速并且产生了巨大的应力, 此应力值远大于鸟体的屈服应力, 从而使鸟体发生流变. 另外, 叶片局部由于碰撞而产生的应力也超过了自身的屈服强度, 叶片产生了局部塑性变形.

图 12 显示了叶片应力(应力最大值单元)的

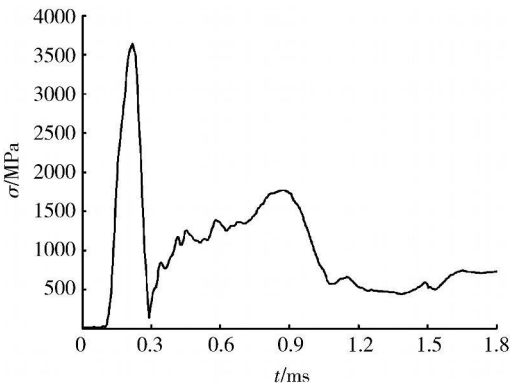


图 12 叶片应力时间曲线
Fig. 12 Stress time curve of the blade

变化情况, 由图可以看出, 叶片在遭受鸟体撞击后会在短时间内产生应力值极高的冲击峰, 从而使叶片产生局部塑性变形.

4 考虑叶片失效的鸟撞数值模拟

虽然鸟体材料跟叶片相比显得较为柔弱, 但由于叶片的转速很高, 撞击作用时间较短, 因此, 鸟体撞击叶片产生的应力、应变很高, 从而易造成叶片的损伤和破坏^[1]. 为了更加准确真实地模拟鸟体对叶片的撞击过程, 给叶片添加了最大塑性应变破坏准则进行计算, 最大塑性应变为 $\epsilon = 0.05$, 其余参数和 1.3 节相同,

图 13 显示了鸟撞瞬间的叶片破坏情况. 由图可以看出, 叶片前缘由于受到撞击而发生破坏.

由于风扇/压气机叶片的前缘一般比较薄, 相比于叶片的其他位置, 叶片前缘处于更易被冲击位置, 从而更易因撞击而破坏. 为此, 在抗鸟撞设计的发动机中, 特别是采用空心风扇叶片的发动机, 要对风扇叶片前缘采取局部增强的措施, 如在叶片前缘粘贴钛合金薄片^[1, 13].

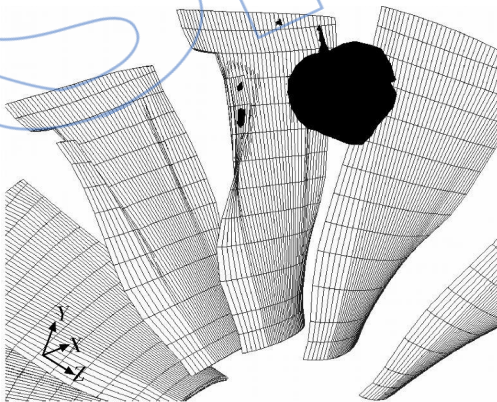


图 13 考虑失效的叶片鸟撞瞬间
Fig. 13 Moment of bird impact with the fail criteria for blade material

5 结 论

通过以上计算分析, 可以得到以下结论:

1) 当不考虑失效时, 基于鸟撞铝板的试验结果, 验证了在铝板体元表面铺一层薄壳元以形成封闭的耦合面来进行流固耦合计算的可行性. 计算结果表明, 铺了一层薄壳元对计算结果的影响较小.

2) 当考虑失效时, 表面铺一层薄壳元的体元铝板以及壳元铝板的鸟撞计算结果表明, 可以采用在实体元表面铺一层薄壳元的方法来进行考虑

结构破坏的流固耦合计算.

3) 鸟体与叶片碰撞后, 鸟体会发生流变, 叶片局部在短时间内会产生应力值极高的冲击峰而发生局部塑性变形.

4) 考虑叶片失效的计算进一步模拟了鸟撞对叶片的真实损伤过程.

参考文献:

- [1] 蒋向华, 王延荣. 采用流固耦合方法的整级叶片鸟撞击数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 299-304.
JIANG Xianghua, WANG Yanrong. Numerical simulation of bird impact on bladed rotor stage by fluid-solid coupling method[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 299-304. (in Chinese)
- [2] 刘军, 李玉龙, 刘元镭. 基于 SPH 方法的叶片鸟撞数值模拟研究[J]. 振动与冲击, 2008, 27(9): 90-93.
LIU Jun, LI Yulong, LIU Yuanyong. Numerical simulation study of bird impact on a blade using SPH method[J]. Journal of Vibration and Shock, 2008, 27(9): 90-93. (in Chinese)
- [3] 朱书华, 童明波. 鸟体形状对飞机风挡鸟撞动响应的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4): 551-555.
ZHU Shuhua, TONG Mingbo. Bird shape sensitivity to dynamic response of bird strike on aircraft windshield[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(4): 551-555. (in Chinese)
- [4] Ryabov A A, Romanov V I, Kukanov S S, et al. Fan blade bird strike analysis using Lagrangian, SPH and ALE approaches[R]. Sweden: 6th European LS DYNA Conference, 2007.
- [5] Shmotin Y N, Chupin P V, Gabov D V, et al. Bird strike analysis of aircraft engine fan[R]. Austria: 7th European LS DYNA Conference, 2009.
- [6] ZHU Shuhua, TONG Mingbo, WANG Yuequan. Experiment and numerical simulation of a fullscale aircraft windshield subjected to bird impact[R]. AIAA 2009-2575, 2009.
- [7] 刘军, 李玉龙, 徐绯. 基于 PAM-CRASH 的鸟撞飞机风挡动响应分析[J]. 爆炸与冲击, 2009, 29(1): 80-84.
LIU Jun, LI Yulong, XU Fei. Dynamic response analysis of bird impact aircraft windshields based on PAM-CRASH[J]. Explosion and Shock Waves, 2009, 29(1): 80-84. (in Chinese)
- [8] 瞿承玮, 郑百林. GLARE 层合板鸟撞数值模拟分析[J]. 力学季刊, 2007, 28(1): 65-69.
QU Chengwei, ZHENG Bailin. Numerical simulation of bird impact on glare laminates[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2007, 28(1): 65-69. (in Chinese)
- [9] 陈伟, 关玉璞, 高德平. 发动机叶片鸟撞击瞬态响应的数值模拟[J]. 航空学报, 2003, 24(6): 531-533.
CHEN Wei, GUAN Yupu, GAO Deping. Numerical simulation of the transient response of blade due to bird impact[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(6): 531-533. (in Chinese)
- [10] 蒋向华, 王延荣, 桂幸民. 鸟撞作用下的叶片丢失及包容数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2208-2213.
JIANG Xianghua, WANG Yanrong, GUI Xingmin. Numerical simulation on blade loss caused by bird impact and casing containment[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2208-2213. (in Chinese)
- [11] Jain R, Ramachandra K. Bird impact analysis of pre-stressed fan blades using explicit finite element code[C] // Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2003 Tokyo. Tokyo: Gas Turbine Society of Japan, 2003.
- [12] 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.
BAI Jinze. Inverse issue study of bird impact to aircraft windshield based on neural network method[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)
- [13] 梁春华. 商用飞机发动机几项关键新技术[J]. 国际航空, 2002(9): 53-54.
LIANG Chunhua. New technologies used for commercial aircraft engines[J]. International Aviation, 2002(9): 53-54. (in Chinese)