

文章编号: 1674-8190(2024)02-117-08

# 发动机一级转子抗鸟撞试验与数值模拟研究

王斌<sup>1</sup>, 宁宇<sup>1</sup>, 刘军<sup>2</sup>, 汤忠斌<sup>2</sup>, 黄福增<sup>3</sup>, 党蒲妮<sup>1</sup>

(1. 航空工业第一飞机设计研究院 强度设计研究所, 西安 710089)

(2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(3. 沈阳发动机设计研究所 燃烧设计室, 沈阳 110015)

**摘要:** 鸟撞发动机在鸟撞事故中最容易造成飞机损坏失事的情况, 为了研究发动机一级压气机转子抗鸟撞适航性能, 对发动机转子在工作状态下进行鸟撞试验, 鸟体质量为1 000 g, 撞击速度为195 m/s, 发动机一级转子转速为8 525 r/min; 基于显式碰撞动力学分析软件PAM-CRASH建立相应的叶片鸟撞数值计算模型, 通过与试验结果的对比来验证本文计算模型的合理性; 根据发动机适航条例分析不同工况下发动机一级转子抗鸟撞性能。结果表明: 大鸟撞击相比于中鸟鸟群和小鸟鸟群, 对于叶片的撞击结果更加恶劣; 叶尖位置撞击会引起叶尖部位的大变形, 叶根和叶中位置撞击会引起叶片根部较大的集中应力, 导致叶片断裂。

**关键词:** 发动机叶片; 鸟撞试验; PAM-CRASH软件; 数值模拟; 适航

中图分类号: V216; V215

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.02.13

## Experiment and numerical simulation on bird strike with blades of an engine primary compressor

WANG Bin<sup>1</sup>, NING Yu<sup>1</sup>, LIU Jun<sup>2</sup>, TANG Zhongbin<sup>2</sup>, HUANG Fuzeng<sup>3</sup>, DANG Puni<sup>1</sup>

(1. Strength Design Institute, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

(2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(3. Combustion Design Group, Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** Bird striking engines are most likely to cause aircraft damage and accidents in bird strike accidents. In order to study the bird strike airworthiness performance of the first stage compressor rotor of the engine, bird strike tests are conducted on the engine rotor under working conditions. The bird strike test, in which the bird weight, velocity and rotate speed of engine blades are 1 000 g, 195 m/s, 8 525 r/min respectively, is made in a vacuum space. Based on the explicit collision dynamics analysis software PAM-CRASH, a corresponding blade bird strike numerical calculation model is established, and the rationality of the calculation model in this paper is verified by comparing it with experimental results. Also, the ability of engine blades against bird strike in different situations is researched. The results indicate that big bird strike leads to a worse situation compared with medium bird flock and small bird lock. Large deformation appears at the tip of the blades due to the impact at the tip part, while impact at the root and middle of the blades will cause a large concentrated stress around the root of blades, and lead to the fracture of the blade.

**Key words:** engine blades; bird strike test; PAM-CRASH software; numerical simulation; airworthiness

收稿日期: 2023-05-03; 修回日期: 2023-10-10

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-Ⅷ-0008-0169)

通信作者: 宁宇(1982-), 男, 硕士, 研究员。E-mail: ningy001@avic.com

引用格式: 王斌, 宁宇, 刘军, 等. 发动机一级转子抗鸟撞试验与数值模拟研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(2): 117-124, 141.

WANG Bin, NING Yu, LIU Jun, et al. Experiment and numerical simulation on bird strike with blades of an engine primary compressor[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(2): 117-124, 141. (in Chinese)

## 0 引言

据统计,1988—2013年期间,全球共有255人因为飞机撞鸟而死亡,有243架飞机因为鸟撞而完全损毁<sup>[1]</sup>。随着空中交通拥挤程度日益增加,鸟撞发生的频率也在日益增加,以美国为例,鸟撞事故由1990年的1 795起增加到2013年的10 856起。随着鸟撞事故越来越多,因鸟撞造成的损失越来越大,对鸟撞问题的研究也越来越受到人们的重视。飞机在起飞、爬升、降落和减速滑跑的整个航行过程中最容易发生鸟撞事故。在1990—2013年之间有记录的123 121起鸟撞事故中,飞机发动机、机翼、风挡这三个位置最容易发生鸟撞事故,造成飞机损伤的比例分别是29%、24%、6%,可见鸟撞发动机在鸟撞事故中最容易造成飞机损坏失事的情况。

国内外研究人员对鸟撞发动机进行了大量的试验和数值模拟研究。Meguid等<sup>[2]</sup>研究了不同鸟体形状撞击发动机风扇叶片,发现不同形状的鸟体造成的接触力差异明显;Nishikawa等<sup>[3]</sup>运用基于拉格朗日叠加方法的接触算法,研究了不同鸟撞速度下复合材料风扇叶片的抗鸟撞能力,得到该叶片在不同鸟撞速度下的材料损伤形式以及抗鸟撞的临界速度;Vignjevic等<sup>[4]</sup>运用SPH(Smoothed Particle Hydrodynamics)方法,比较了不同鸟体形状、不同撞击位置、不同撞击时机对撞击结果的影响;Lavoiea等<sup>[5]</sup>提出了一种明胶配方用以替代真实鸟体,并用试验证实了这种方法的有效性和实用性;Hedayati等<sup>[6]</sup>则提出了一种更接近于鸟形状的鸟体模型,并将该模型模拟的撞击结果与传统鸟体模型撞击结果进行了比较。

国内,陈伟等<sup>[7-10]</sup>采用接触冲击算法,模拟了不同质量的鸟体撞击单个、多个及整级叶片的瞬态响应过程,提出了一种更接近于鸟形状的椭球体模拟鸟撞叶片的切割模型,并给出了计算最大切片尺寸和质量的表达式,而后对发动机叶片不同位置、不同角度进行了鸟体撞击试验,并通过数值模拟方法验证了碰撞接触算法在鸟撞问题上的适用性,找到叶片的危险撞击位置在叶尖部分;西北工业大学李玉龙教授团队<sup>[11-14]</sup>建立鸟撞平板数

值分析模型,分别运用SPH方法和Lagrange方法对鸟体建模,通过与试验数据的比较发现,SPH方法得到的数值模拟结果与试验结果更贴近,基于PAM-CRASH显式碰撞分析软件,建立了鸟撞发动机一级压气机叶片全尺寸有限元计算模型,计算分析了真实工况下鸟撞发动机叶片不同部位时鸟体及叶片的变形过程和动态响应,其后对不同速度下鸟撞平板进行了试验和数值模拟研究,对不同速度下的鸟体提出了不同的数值模拟方法,并验证了相似性准则在结构鸟撞中的适用性,对不同材料鸟撞的缩放结构相似性准则的准确性做出了评估;黄福增等<sup>[15]</sup>以发动机风扇转子为研究对象,参考适航标准完成真空、旋转状态下的风扇转子鸟撞试验,通过试验及仿真分析完成了该发动机风扇转子鸟撞能力考核,结果显示,叶片损伤严重但仍在风扇机匣包容性控制范围内,不会出现高能碎片飞出从而影响飞机安全的情况;郭鹏等<sup>[16]</sup>对5个撞击位置和15种撞击姿态的旋转风扇进行了鸟撞模拟,获得了撞击位置及撞击姿态对叶片不同位置应力响应及位移响应的影响规律;魏海涛等<sup>[17]</sup>针对国内开展航空发动机吞鸟试验较少、试验方法尚不成熟、不规范等问题,在防护措施、抛鸟设备、应急预案、鸟撞击位置、吞鸟对发动机的影响等方面提出了意见;慕琴琴等<sup>[18]</sup>进行了不同位置和不同撞击速度下复合材料风扇叶片的鸟撞试验,得到了单个复合材料风扇叶片在静止状态下鸟撞后的损伤情况。

综上所述,虽然国内外研究人员对鸟撞发动机叶片进行了大量的研究,但大多都是基于理论或者数值模拟方法,其结果通常需要鸟撞发动机叶片试验结果的验证。然而,由于鸟撞发动机整机试验耗资巨大,导致鸟撞发动机叶片试验研究极其匮乏。本文首先进行鸟撞发动机一级压气机转子试验,然后基于PAM-CRASH显式碰撞分析软件,对鸟撞试验过程进行数值模拟,并根据发动机适航条例分析不同工况下发动机一级转子的抗鸟撞性能。

## 1 鸟撞试验

鸟体质量为1 000 g,撞击速度为195 m/s,发

动机一级转子转速为 8 525 r/min, 试验在真空环境下进行。鸟体速度方向、鸟体中轴线、发动机一级转子轴线三者平行, 鸟体中轴线与发动机一级转子轴线的径向距离为 0.45 m。

由于试验在有限的真空封闭环境下进行, 一级转子高速运转, 无法有效提取应变及应力的实时变化数据, 故取鸟撞后叶片宏观变形及损伤分布, 如图 1 所示(①为整体变形图, ②~④为局部放大图), 可以看出: 有 6 片叶片变形, 其中两个叶片有掉角, 凸肩有搭接、错位、磨损的现象。

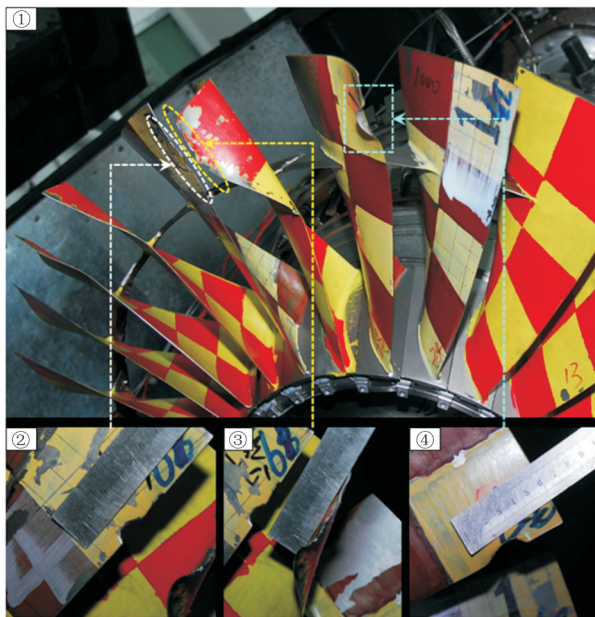


图 1 试验发动机叶片变形图

Fig. 1 Deformation of engine blades in the experiment

## 2 计算方法

### 2.1 计算模型

在高速冲击状态下, 采用 SPH 方法建立鸟体模型可以更好地模拟真实情况<sup>[11]</sup>。由于其无网格的特点, 避免了有限元方法模拟结构大变形时网格畸变的问题, 可以很好地模拟鸟撞过程中鸟体的撞击和飞溅为碎片等行为。鸟体形状为圆柱体, 鸟体质量为 1 000 g, 密度为 950 kg/m<sup>3</sup>, 鸟体长径比为 2:1, 故鸟体长度为 0.175 m, 截面直径为 0.043 75 m, 在 PAM-CRASH 中建立有限元模型后转换为 SPH 粒子, 粒子数为 18 360。鸟体模型如图 2 所示。



图 2 鸟体 SPH 模型

Fig. 2 SPH model of bird

转化后的鸟体实现了无网格化, 鸟体本构模型采用 Murnaghan 状态方程, 在 PAM-CRASH 软件材料库中对应 28 号材料模型, 此模型中状态方程由式(1)给出。

$$p = p_0 + B_s \left[ \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^\gamma - 1 \right] \quad (1)$$

式中:  $p_0$  为初始压强;  $\rho_0$  和  $\rho$  分别为初始密度和现时密度;  $B_s$  和  $\gamma$  为公式参数, 本文计算中取  $B_s = 2.78$  GPa,  $\gamma = 7.99$ <sup>[19]</sup>。

某发动机一级转子叶片根部距转子轴线的距离为 0.230 m, 叶尖距转子轴线的距离为 0.464 m, 叶片翼形中心厚度最大, 向两边厚度逐渐变小, 其根部嵌入叶盘的凹槽中, 因此采用厚度均匀的壳单元划分叶片网格与实际差别较大。为了保证计算结果的准确性, 对叶片根据其真实尺寸和形状模型进行实体有限元划分, 划分为 521 640 个六面体单元。整级叶片的数目为 27 个, 故每两级叶片之间的夹角为 13.333°。叶片凸肩也采用六面体网格划分, 叶盘采用四面体网格划分。整级叶片有限元鸟撞模型如图 3 所示。

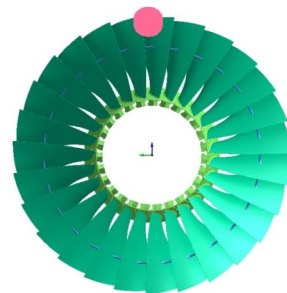


图 3 整级叶片有限元鸟撞模型

Fig. 3 Finite element bird impact model for whole stage blades



叶盘在鸟撞试验中始终与固定端相连接,在鸟撞过程中几乎无变形,故本文将叶盘设置为刚体,以节省计算时间。叶片与凸肩均为 TC4 材料,采用 Johnson-Cook 本构模型描述其应力应变关系:

$$\sigma = [A + B\epsilon_p^n][1 + C \ln \dot{\epsilon}/\dot{\epsilon}_0][1 - T^{*m}] \quad (2)$$

式中:  $A$  为屈服应力;  $B$  为硬化模量;  $\epsilon_p$  为塑性应变;  $n$  为硬化指数;  $C$  为应变强化参数;  $\dot{\epsilon}$  为应变率;  $\dot{\epsilon}_0$  为参考应变率;  $T^*$  为同系温度;  $m$  为热软化指数。

对于 TC4 材料,  $A=1\ 077\ \text{MPa}$ 、 $B=845\ \text{MPa}$ 、 $m=0.58$ 、 $C=0.25$ 、失效应变为 0.2, 本文不考虑材料的热效应, 故取  $T^*=0$ <sup>[20]</sup>。

## 2.2 试验验证

由于真空试验条件的限制, 未能在试验中取得高速摄像与应变数据, 故对比宏观变形以验证本文数值模拟方法。

数值模拟结果塑性应变分布如图 4 所示, 主要变形叶片如图 5 所示。

$t=0.1\ \text{ms}$  时鸟体碰触到叶片, 该叶片仅前缘发生轻微变形, 其他部位未发生变形, 与试验相符。  $t=0.2\ \text{ms}$  时鸟体碰触到 1 号叶片, 叶片前缘发生变形, 变形幅度明显, 变形形状与试验相符。  $t=0.5\ \text{ms}$  时, 鸟体碰触到 2 号叶片,  $t=0.6\ \text{ms}$  时 2 号叶片距叶尖 0.061 3 m 高度段发生变形, 此时变形形状和趋势与试验结果基本一致, 如图 5(a) 所示, 但在模拟中该叶片撞击部位部分单元随后达到失效应变, 部分单元被删除, 叶片发生撕裂。  $t=0.75\ \text{ms}$  时, 鸟体碰触到 3 号叶片, 该叶片随之发生变形, 距离叶尖 0.061 8 m 高度部分向内弯曲, 叶片前缘随之向外弯曲, 随着撞击的继续, 0.061 8 m 叶尖高度部分继续向内弯曲, 弯曲处局部单元失效, 至撞击结束该部分仍未完全断裂 ( $t=4\ \text{ms}$ , 如图 5(b) 所示), 而试验结果该部分断裂, 可能是在鸟撞结束后, 叶片在转子不平衡的情况下继续高速旋转产生的振动造成了叶片断裂。  $t=1\ \text{ms}$  时, 鸟体与 4 号叶片发生碰撞, 并未对叶片造成大变形, 但此时被 3 号叶片切下的鸟体仍与 3 号叶片发生碰撞, 使 3 号叶片发生大幅度弯曲, 导致 3 号叶片叶尖处与 4 号叶片前缘发生碰撞, 4 号叶片前缘部分单元失效导致前缘出现长度为 0.031 7 m 的

缺口, 如图 5(c) 所示, 与试验结果基本一致。随后仅剩的小部分鸟体与 5 号叶片发生碰撞, 未造成叶片的塑性变形,  $t=1.6\ \text{ms}$  时绝大多数鸟体飞离发动机叶片旋转区域, 鸟体碰撞过程完全结束, 叶片在弹性范围内往复运动。

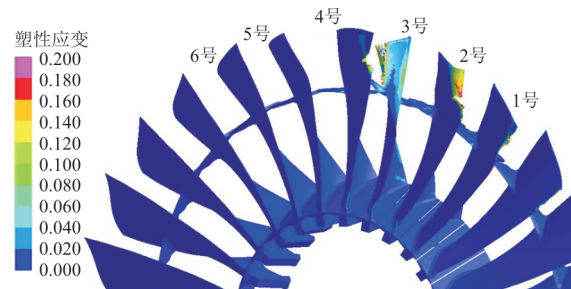
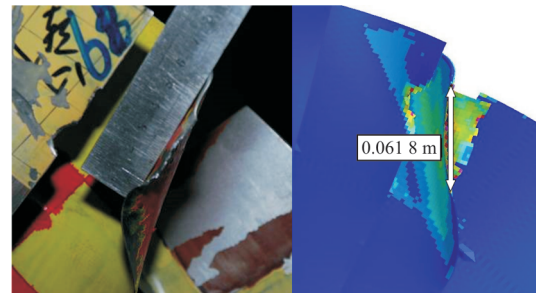


图 4 数值模拟结果塑性应变分布

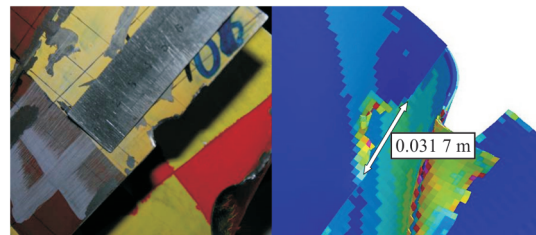
Fig. 4 Plastic strain distribution of simulation results



(a) 2号叶片变形情况的试验与数值模拟结果 ( $t=0.6\ \text{ms}$ )



(b) 3号叶片变形情况的试验与数值模拟结果 ( $t=4\ \text{ms}$ )



(c) 4号叶片变形情况的试验与数值模拟结果 ( $t=4\ \text{ms}$ )

图 5 试验主要变形叶片的试验与数值模拟结果

Fig. 5 Mainly deformed blades in the experiment and simulation

数值模拟结果表明,鸟撞对4个叶片造成影响,其中1个叶片轻微变形,3个叶片变形严重(一个叶片损坏)。而试验中共有6个叶片发生变形,从图4可以看出:4号叶片并未发生明显弯曲,可见当鸟体接触到4号叶片时,鸟撞过程已基本结束,5、6号叶片的变形可能是由于3、4号叶片破坏掉落的部分撞击所致。

综上所述,试验结果基本验证了数值模拟结果的有效性,本文所述的数值模拟方法可以很好地模拟该型发动机一级叶片鸟撞。

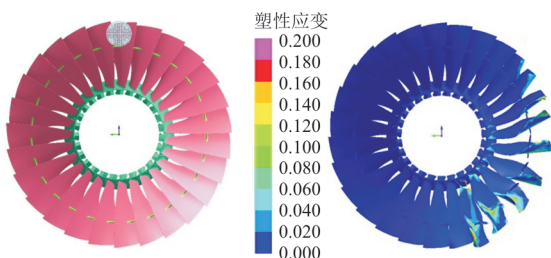
### 3 适航性研究

我国《航空发动机适航规定》(CCAR-33R2)中明确规定:“当发动机稳定在起飞功率或推力不小于100%的状态下,应分别进行单只大鸟、三只中鸟、小鸟鸟群的吸鸟试验”<sup>[21]</sup>。本文根据发动机适航条例分析上述三种工况下某发动机一级压气机转子抗鸟撞性能。

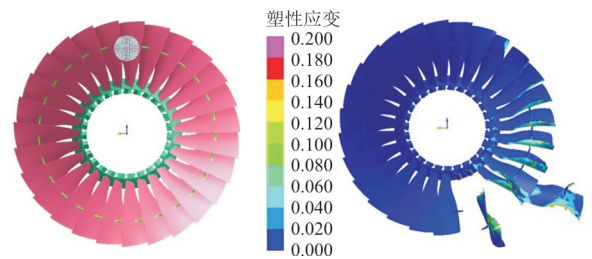
#### 3.1 大 鸟

当某发动机起飞功率或推力稳定在100%的状态时,一级转子转速为7 700 r/min。发动机进气道喉道面积在0.6~1.0 m<sup>2</sup>之间,按照相关适航条例,需要对喉道面积小于1.35 m<sup>2</sup>的发动机一级转子进行质量为1 850 g的大鸟撞击试验,鸟体速度为370 km/h,即102.8 m/s。

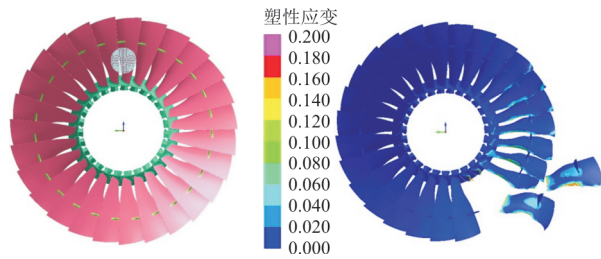
为了考察鸟撞位置沿发动机一级转子径向的不同对鸟撞结果的影响,分别取叶尖、叶中、叶根三个位置进行鸟撞数值模拟研究。单只大鸟(1 850 g)及撞击后塑性应变分布如图6所示,此时的鸟体中轴线距转子轴线的距离分别为0.290、0.355、0.420 m。



(a) 叶尖撞击模型及撞击结果



(b) 叶中撞击模型及撞击结果



(c) 叶根撞击模型及撞击结果

图6 鸟撞模型(1 850 g)及撞击后塑性应变分布

Fig. 6 Models and results of bird(1 850 g) strike

鸟撞时机,即沿周向不同撞击位置会对结果造成影响<sup>[4]</sup>,故大鸟撞击每种工况模拟中,鸟体均沿周向取三个不同撞击位置,相邻位置沿周向转角均为4.4°,即1/3相邻叶片夹角。取三者中最严重的撞击结果作为该种工况的模拟结果,从而避免撞击时机对模拟结果的影响。

无论鸟撞位置在叶根、叶中还是叶尖,叶片根部均发生了不同程度的断裂(如图6所示),鸟撞产生的塑性应变区域随着撞击位置沿着径向向外逐渐增加,被撞击叶片的叶尖位移亦是如此。鸟撞叶尖时,由于尖部位移过大导致叶片根部变形剧烈,最终断裂。三种撞击工况中,鸟体接触到的第二个叶片变形最为严重,故提取该叶片叶根处的同一位置的等效应力,提取位置如图7所示,等效应力对比如图8所示,可以看出:大鸟撞击叶根和叶中都产生了较大的应力峰值,局部应力过大导致根部变形剧烈甚至断裂。

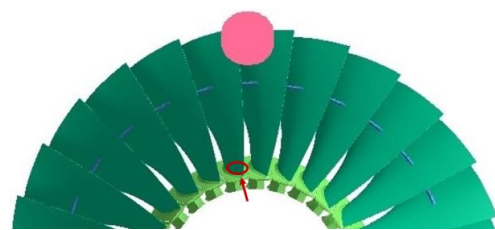


图7 应变提取位置

Fig. 7 Location of the obtained strain

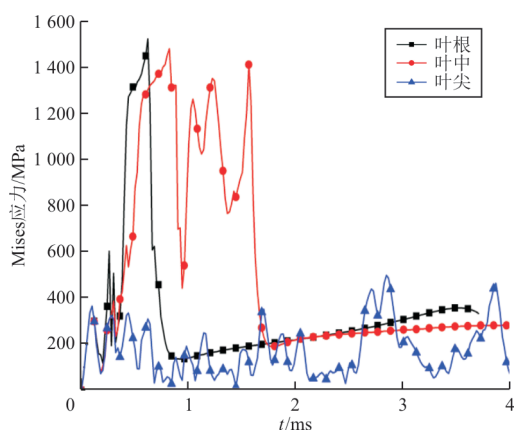


图 8 叶根 Mises 等效应力对比

Fig. 8 Comparison of Mises stress at the root of the blade

### 3.2 中 鸟

根据适航条例,应进行吸中鸟的发动机试验以便模拟遭遇鸟群的情况,对于进气道喉道面积在  $0.6\sim 1.0\text{ m}^2$  之间的发动机,中鸟撞击时应该采用 3 只 700 g 的鸟体进行试验,鸟体速度为 180 m/s。适航条例并未直接要求三只同样质量中鸟的撞击位置,而三只中鸟分散撞击发动机一级转子叶片所造成的损伤应小于三只中鸟集中撞击的情况,为得到中鸟鸟群撞击时最严重的情况,考察中鸟撞击位置对叶片损伤的影响,分别考虑三只中鸟沿径向分布和周向分布两种集中分布的情况。三只中鸟彼此间距离越小,与叶片撞击产生的鸟体切片越大,撞击结果越严重。因此,无论是径向分布还是周向分布,均将鸟体紧密排布。

当鸟体沿着径向分布,叶尖处鸟体轴线距转子轴线 0.43 m,叶中处鸟体轴线距转子轴线 0.35 m,叶根处鸟体轴线距转子轴线 0.27 m。实际试验中,某一位置的鸟可能先于其他位置鸟体撞击到叶片,导致鸟撞位置不能严格按照径向分布。本文为考察沿径向分布的中鸟撞击最严重的情况,作出如下分析:当叶根处鸟体位置固定时,叶中鸟体相对于叶根处鸟体有三种位置,同理叶尖鸟体有五种位置,共有  $3\times 5$  种排列方式,如图 9 所示。为使鸟体排列紧密,找到最严重的撞击结果,考虑了 9 种沿径向分布的鸟撞情况,如图 10 所示。

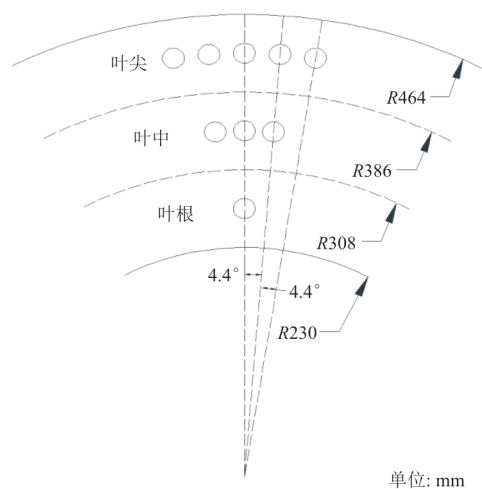
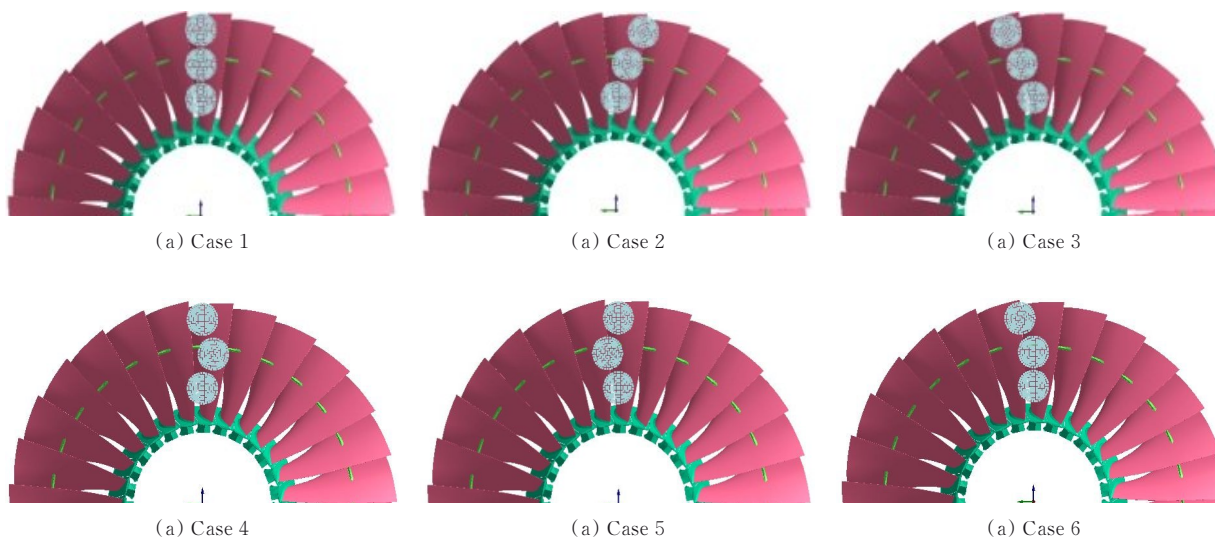


图 9 鸟体沿径向分布位置示意图

Fig. 9 Diagram of the birds distributed along the radial direction of engine rotor





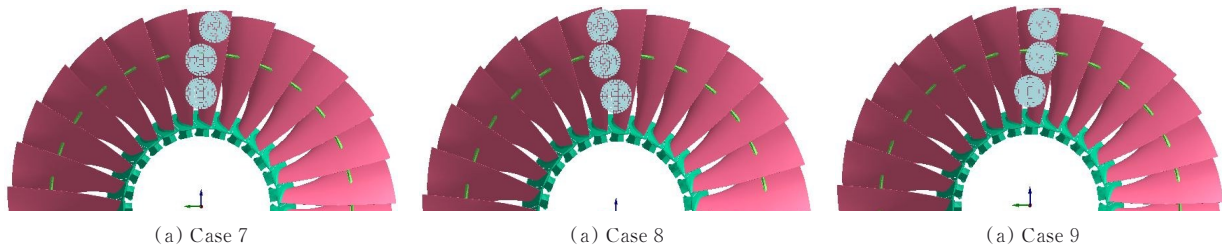


图 10 中鸟鸟群沿转子径向分布

Fig. 10 Situation of medium birds distributed along the radial direction of engine rotor

三只中鸟沿转子径向分布不同情况的撞击结果中,第三种和第五种情况撞击结果最为严峻,第三种情况叶片根部出现裂缝,第五种情况叶片从根部断裂。

沿转子周向紧密排布的鸟体分别考虑叶尖、叶中、叶根三个位置的撞击,鸟体分布及撞击结果如图 11 所示。

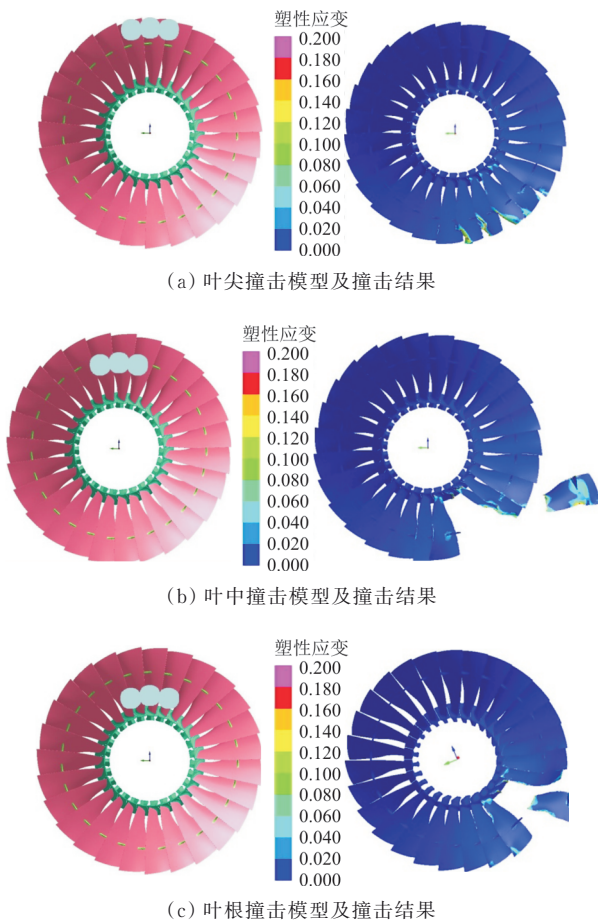


图 11 中鸟鸟群沿转子周向分布模型及撞击结果  
Fig. 11 Models and results of medium birds striking along the circumference of engine rotor

从图 11 可以看出:鸟群沿周向紧密排布时撞击结果更为严重,鸟群撞击叶中和叶根时叶片甚至直接发生了断裂,鸟群撞击叶尖也产生了较大区域的塑性变形。中鸟鸟群沿周向紧密分布,撞击叶片时在撞击位置产生的鸟体切片较大,故撞击结果严重,且撞击结果类似于大鸟单鸟鸟撞。

### 3.3 小 鸟

根据适航要求,应进行小鸟吸入试验以便模拟遭遇鸟群的情况,鸟体质量 85 g,最多不超过 16 只鸟,所有鸟体应均匀地分布在发动机前表面上,小鸟撞击速度为 180 m/s。为了考察小鸟撞击的任何关键位置,撞击考虑叶根、叶中、叶尖三处位置。叶根、叶中、叶尖周向面积为 7:9:11,鸟体分布数量比应为 4:5:7,为了使鸟体分布尽量均匀,且使鸟撞位置交错,将三处位置鸟体分布数量改为 4:4:8,小鸟鸟群撞击计算模型及撞击结果如图 12 所示。

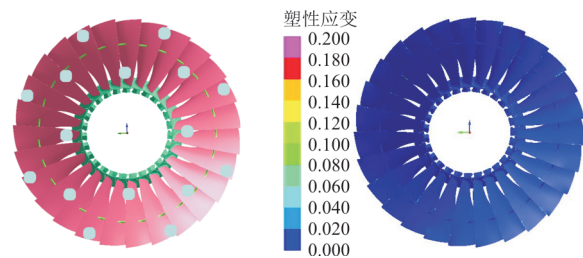


图 12 小鸟鸟群撞击有限元模型和撞击结果  
Fig. 12 Model and result of small bird block striking at engine blades

从图 12 可以看出:仅有发动机叶片前缘小部分区域产生了塑性应变,叶片无掉角或断裂情况

发生。

## 4 结 论

1) 真空条件下发动机一级压气机转子抗鸟撞试验数据合理地验证了数值计算模型,表明本文计算方法的可靠性。

2) 对于发动机一级转子大鸟(1 850 g)撞击,鸟撞叶尖、叶中、叶根均导致了不同程度的叶片断裂和掉角,其中鸟撞叶尖引起了多个叶片叶尖部位的大变形和叶尖的大位移,鸟撞叶中和叶根则引起了根部较大的局部应力。

3) 对于发动机一级转子中鸟鸟群(700 g×3只)撞击,鸟体沿径向向紧密分布时,撞击影响区域较小,叶根处有可能发生破坏情况;当鸟体沿周向紧密分布时,鸟群撞击效果与大鸟撞击效果类似,撞击叶尖部位会引起叶尖部位较大的塑性应变,撞击叶中和叶根部位会引起根部断裂。对于小鸟鸟群(85 g×16只)撞击,在转子表面均匀分布的鸟体撞击只造成了转子叶片前缘轻微的局部变形,对发动机转子正常工作影响较小。

4) 对于发动机一级转子鸟撞,大鸟的危害大于中鸟鸟群的危害,中鸟鸟群的危害又远大于小鸟鸟群的危害。由于鸟体体积越大,撞击到旋转过过程中的发动机叶片时产生的鸟体切片越大,撞击位置的局部应力和接触力就越大,对叶片造成的危害也就越大。

## 参 考 文 献

- [1] FAA. Wildlife strikes to civil aircraft in the United States 1990—2013[R]. US: FAA, 2014.
- [2] MEGUID S A, MAO R H, NG T Y. FE analysis of geometry effects of an artificial bird striking an aeroengine fan blade[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35: 487-498.
- [3] NISHIKAWA M, HEMMI K, TAKEDA N. Finite-element simulation for modeling composite plates subjected to soft-body, high-velocity impact for application to bird-strike problem of composite fan blades[J]. Composite Structures, 2011, 93: 1416-1423.
- [4] VIGNJEVIC R, ORIOWSKI M, VUYST T D. A parametric study of bird strike on engine blades[J]. International Journal of Impact Engineering, 2013, 60: 44-57.
- [5] LAVOIEA M A, GAKWAYA A, ENSAN M N. Bird's substitute experiments results and evaluation of available numerical methods[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36: 1276-1287.
- [6] HEDAYATI R, ZIAEI-RAD S. A new bird model and the effect of bird geometry in impacts from various orientations[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 28: 9-20.
- [7] 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 strike[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(6): 531-533. (in Chinese)
- [8] 关玉璞, 陈伟, 黄志勇. 一种鸟撞击叶片的切割模型[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 784-786.  
GUAN Yupu, CHEN Wei, HUANG Zhiyong. Sliced model for bird impacting blades[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6): 784-786. (in Chinese)
- [9] GUAN Yupu, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei. Foreign object damage to fan rotor blades of aeroengine Part I: experimental study of bird impact[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20: 408-414.
- [10] GUAN Yupu, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei. Foreign object damage to fan rotor blades of aeroengine Part II: numerical simulation of bird impact[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21: 328-334.
- [11] 刘军, 李玉龙, 刘元镛. 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 simulations study of bird-impact on a blade using SPH method[J]. Journal of Vibration and Shock, 2008, 27(9): 90-93. (in Chinese)
- [12] 刘军, 徐龙红. 某发动机一级压气机叶片抗鸟撞数值模拟[J]. 强度与环境, 2012, 38(5): 38-44.  
LIU Jun, XU Longhong. Numerical simulation of bird striking on blades of an engine primary compressor[J]. Structure & Environment Engineering, 2012, 38(5): 38-44. (in Chinese)
- [13] LIU Jun, LI Yulong, GAO Xiaosheng. Bird strike on a flat plate: experiments and numerical simulations[J]. International Journal of Impact Engineering, 2014, 70: 21-37.
- [14] LI Yulong, ZHANG Yongkang, XUE Pu. Study of similarity law for bird impact on structure[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21: 512-517.
- [15] 黄福增, 刘永泉, 张东明, 等. 发动机风扇转子旋转状态下鸟撞试验研究[J]. 实验力学, 2020, 35(6): 1136-1146.  
HUANG Fuzeng, LIU Yongquan, ZHANG Dongming, et al. Investigation on bird-strike test of gas turbine rotating fan blade[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2020, 35(6): 1136-1146. (in Chinese)

(下转第 141 页)