

撞击位置与风扇转速对鸟撞过程的影响

Zhang, Junhong; Liu, Zhiyuan; Dai, Huwei; Hedayati, Reza; Yuan, Yi; Zhang, Guichang

DOI

[10.11784/tdxbz201909002](https://doi.org/10.11784/tdxbz201909002)

Publication date

2020

Document Version

Final published version

Published in

Tianjin Daxue Xuebao (Ziran Kexue yu Gongcheng Jishu Ban)/Journal of Tianjin University Science and Technology

Citation (APA)

Zhang, J., Liu, Z., Dai, H., Hedayati, R., Yuan, Y., & Zhang, G. (2020). 撞击位置与风扇转速对鸟撞过程的影响. *Tianjin Daxue Xuebao (Ziran Kexue yu Gongcheng Jishu Ban)/Journal of Tianjin University Science and Technology*, 53(5), 492-501. <https://doi.org/10.11784/tdxbz201909002>

Important note

To cite this publication, please use the final published version (if applicable).
Please check the document version above.

Copyright

Other than for strictly personal use, it is not permitted to download, forward or distribute the text or part of it, without the consent of the author(s) and/or copyright holder(s), unless the work is under an open content license such as Creative Commons.

Takedown policy

Please contact us and provide details if you believe this document breaches copyrights.
We will remove access to the work immediately and investigate your claim.

DOI:10.11784/tdxbz201909002

撞击位置与风扇转速对鸟撞过程的影响

张俊红^{1,2}, 刘志远¹, 戴胡伟¹, Reza Hedayati³, 袁一¹, 张桂昌⁴

- (1. 天津大学内燃机燃烧学国家重点实验室, 天津 300350; 2. 天津大学仁爱学院, 天津 301636;
3. 代尔夫特理工大学航空航天工程学院, 代尔夫特 2600 AA;
4. 中国民航大学航空工程学院, 天津 300300)

摘要: 鸟撞航空发动机风扇叶片严重威胁航空发动机的运行安全. 对绿头鸭进行 CT 扫描, 通过光滑粒子流体力学 (SPH) 法建立绿头鸭真实鸟模型. 将真实鸟模型及传统鸟体简化模型撞击平板仿真结果与 Wilbeck 真实鸟撞击平板试验结果对比, 验证了真实鸟模型的准确性. 对比分析了鸟撞静止风扇叶片与鸟撞旋转风扇叶片条件下鸟体及风扇叶片的瞬态冲击响应; 选取 836 r/min、1 984 r/min、3 344 r/min 及 3 772 r/min 4 个典型风扇转速研究了风扇转速对鸟撞过程的影响; 分别选取 1/6、2/6、3/6、4/6、5/6 叶高位置为撞击位置, 研究了撞击位置对鸟撞过程的影响. 结果表明: 叶片旋转对撞击过程中鸟体被切割块数、单个鸟块质量及受冲击叶片数量有直接影响, 不考虑叶片旋转条件下的接触力、叶根应力、前缘应力等值明显低于考虑叶片旋转条件, 使得对叶片应力及损伤预估偏保守, 不利于叶片强度设计, 因此在研究鸟撞过程中对叶片旋转运动应予以考虑. 836 r/min 转速下鸟体与叶片相互作用方式与其他转速有明显区别, 836 r/min 转速下鸟体动能减小, 其他转速下鸟体动能增加, 且鸟体动能增量随转速增大而增大; 836 r/min 转速下前缘应力峰值要大于 1 984 r/min 转速, 其他转速下, 前缘应力峰值随转速增加而增大; 接触力、叶根应力随转速的增大而增大. 随撞击高度的增加, 在撞击点相对速度及叶片扭转角共同作用下, 接触力、鸟体动能增量、叶根应力峰值、鸟体动能、叶片前缘应力均呈先增大后减小趋势, 撞击 3/6 叶高位置时前缘峰值应力及鸟体动能增量最大, 撞击 4/6 叶高位置时叶根峰值应力及接触力最大.

关键词: 绿头鸭; 鸟撞; 撞击位置; 风扇转速; 撞击响应

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

文章编号: 0493-2137(2020)05-0492-10

Effect of Impact Position and Fan Rotational Speed on Bird-Impact Process

Zhang Junhong^{1,2}, Liu Zhiyuan¹, Dai Huwei¹, Reza Hedayati³,
Yuan Yi¹, Zhang Guichang⁴

(1. State Key Laboratory of Engine, Tianjin University, Tianjin 300350, China;

2. Renai College, Tianjin University, Tianjin 301636, China;

3. Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Delft 2600AA, Netherlands;

4. Aeronautical Engineering Institute, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Bird impact on fan blades poses a serious threat to the operational safety of aircraft engines. In this study, a real bird model of mallard duck was developed using the smooth particle hydrodynamics method based on a CT scan of a mallard duck. The accuracy of the real bird model was verified by comparing the simulation results of the impact on a plate of real bird model and simplified traditional bird model with the results of Wilbeck's tests. The transient impact responses of bird body and fan blade as the bird was striking a static and a rotating fan blade were comparatively analyzed. To study the effect of fan rotational speed on the bird-impact process, 836 r/min,

收稿日期: 2019-09-01; 修回日期: 2019-09-27.

作者简介: 张俊红 (1962—), 女, 博士, 教授, zhangjh@tju.edu.cn.

通信作者: 戴胡伟, dhwmail@tju.edu.cn.

基金项目: 国家自然科学基金民航联合研究基金资助项目 (U1833108).

Supported by the National Natural Science Foundation Civil Aviation Joint Research Fund (No. U1833108).

1 984 r/min, 3 344 r/min, and 3 772 r/min were selected as fan rotational speed. To study the effects of impact location on the bird-impact process, 1/6, 2/6, 3/6, 4/6 and 5/6 of the blade height were selected as impact locations. The results show that blade rotation has a direct impact on the number of bird block cuts, the mass of a single bird block, and the number of impacted blades. Without considering the blade rotation conditions, the contact force, blade root stress, and blade leading edge stress are significantly lower than that when the blade rotation conditions are considered, which makes the prediction of blade stress and damage conservative and inadequate for use in the design of blade strength. Therefore, the blade rotation motion should be considered in the study of bird impact. The interaction mode between the bird and blade at 836 r/min speed obviously differs from that at other rotational speeds. The kinetic energy of the bird decreases at a rotational speed of 836 r/min, and increases at other rotational speeds, and the increment of the kinetic energy of the bird increases with increases in rotational speed. The leading-edge peak stress at 836 r/min is greater than that at 1 984 r/min; at other rotational speeds, the peak stress of the leading edge increases with increases in the rotational speed. The contact force and blade root stress increase with increases in the rotational speed. With increases in the impact height, the contact force, kinetic-energy increment of the bird body, peak stress of the blade root, kinetic energy of the bird body, and the stress on the leading edge of blade all increase first and then decrease under the combined action of the relative velocity of the impact point and twist angle of the blade. The peak stress of the leading edge and the increment of the kinetic energy of the bird are greatest when impact occurs at 3/6 blade height, and the peak stress of the blade root and the contact force are greatest when impact occurs at 4/6 blade height.

Keywords: mallard; bird impact; impact position; fan rotation speed; impact response

根据美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration, FAA)统计^[1],飞机受撞击次数从1990年的1 850次到2018年创纪录的16 020次,鸟撞次数占到了野生动物撞击飞机总数的94.7%。其中,飞机发动机被鸟撞次数最多,占有所有撞击事件的37.21%。风扇位于发动机的最前端,是发动机受到撞击时最先被撞击的部件,研究鸟撞风扇对于发展风扇叶片安全强度设计理论具有重要的科学意义,对于风扇叶片适航认证具有重要工程应用价值。

鸟撞风扇研究主要有实验方法和数值模拟方法两种。传统的飞机抗鸟撞设计方法是先加工和测试,再根据测试结果重新设计测试^[2-3]。由于鸟体个体之间存在差异以及射出时鸟体姿势难以控制,使得真实鸟撞实验重复性较差^[4];而且风扇价格昂贵及风扇叶片损伤的不可逆性,使得重复实验成本较高。近年来,随着数值模拟方法日渐成熟,越来越多的研究者开始采用数值模拟方法开展鸟撞风扇研究。

在鸟撞风扇的数值模拟研究中,鸟体模型普遍采用简单几何体替代,主要的替代鸟体模型有球体模型、圆柱体模型、半球端圆柱体模型及椭球体模型^[2-3, 5]。上述简单替代鸟体模型只是对于真实鸟体躯干的近似简化,忽略了鸟体头部、翅膀等其他部位对撞击过程的影响。Hedayati等^[5]建立了一种几何形状上类似于真鸟的鸟模型,模拟该鸟模型以及其他4种鸟体模型(球体、圆柱体、半球端圆柱体及椭球体)撞击平板过程,并与Wilbeck鸟撞平板实验进行比

较,结果表明该类鸟模型更加接近Wilbeck的实验结果。Zhang等^[6]建立了一种带有更多几何特征的新的鸟模型,并用该模型和半球端圆柱体模型模拟鸟撞静止风扇,研究鸟体几何模型的影响,模拟结果表明鸟体几何模型对撞击结果及风扇的撞击响应有明显的差异。为获取更加接近真实鸟撞情况下的撞击响应结果,Hedayati等^[7]通过CT扫描方法建立绿头鸭光滑粒子流体动力学(smoothed particle hydrodynamics, SPH)模型,该鸟体模型撞击平板的模拟结果比传统的半球端圆柱体模型更加接近Wilbeck实验的结果。相比于其他4种简单的替代鸟体模型,真实的鸟体模型可以更加真实地反映鸟撞刚性板过程中鸟体与刚性板相互作用的过程。真实鸟体模型的建立使真实鸟撞全尺度风扇的模拟成为可能。

国内外已有许多学者进行了鸟撞风扇叶片过程仿真研究^[6, 8-10],但大多未考虑风扇转动对鸟撞过程的影响。Miyachi等^[11]及陈伟等^[12]的研究表明,处于旋转状态的叶片由于其离心载荷的作用,叶片的局部刚度与整体刚度都得到加强,此时的叶片瞬态响应不同于不考虑离心载荷时叶片的响应。Zhang等^[6]在进行鸟撞静止风扇时的研究结果也表明风扇旋转对鸟撞过程的影响不可忽略。根据FAA对鸟撞飞机发生时所在的飞行阶段统计^[1],鸟撞有可能发生在起飞滑跑、爬升、巡航、进场着陆等各个阶段,不同飞行阶段其风扇转速不同,转速变化使得鸟撞过程更加复杂。

本文通过CT扫描图像建立绿头鸭SPH模型,

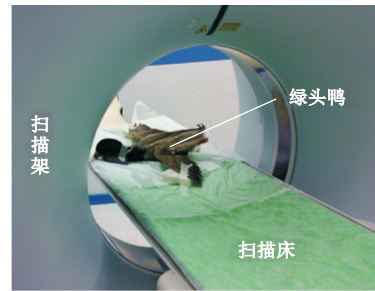
研究分析比较鸟撞静止风扇与鸟撞旋转风扇时叶片以及鸟体的瞬态撞击响应;根据某航空飞机不同飞行阶段下的风扇转速,研究风扇转速及鸟撞位置对叶片瞬态冲击响应的影响.

部的空腔结构.

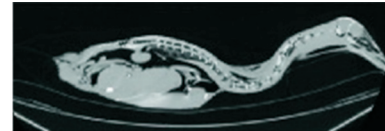
1 数值模型

1.1 网格模型

图 1 所示为 FAA 统计的野生动物撞击飞机次数及各部件发生鸟撞的比例^[1]. FAA 统计表明,从 1990—2018 年,绿头鸭撞飞机次数高达 1 064 次,造成总的飞机停机时间达 14 084 h,是对飞行安全威胁最大的鸟类之一^[5]. 本文以绿头鸭为研究对象进行鸟撞模拟.



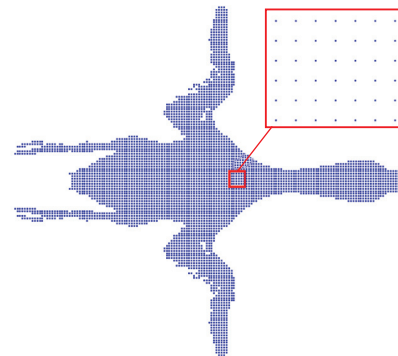
(a) 绿头鸭 CT 扫描



(b) 绿头鸭 DICOM 图像



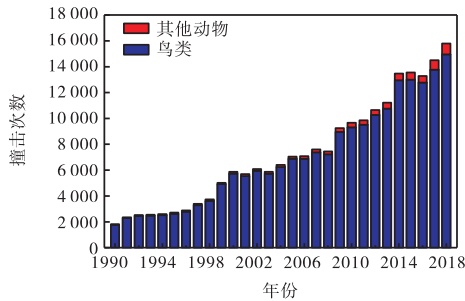
(c) 绿头鸭 SPH 模型截面



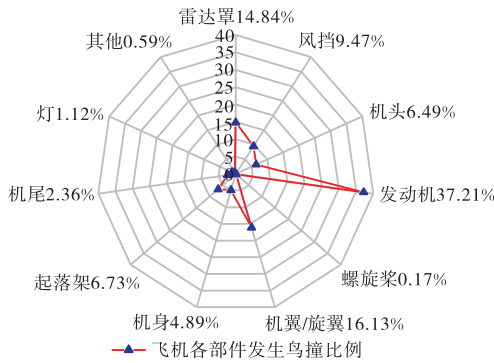
(d) 真实绿头鸭 SPH 有限元模型

图 2 绿头鸭 SPH 模型建模过程

Fig.2 Modeling process of mallard SPH model



(a) 1990—2018 年野生动物撞击飞机次数



(b) 飞机各部件发生鸟撞比例

图 1 野生动物撞击飞机次数及各部件发生鸟撞比例
Fig.1 Number of wildlife strikes to civil aircraft and the proportion of birds striking each part of the aircraft

本文研究的绿头鸭质量为 800 g, 体长 400 mm, 翼展 450 mm. 将绿头鸭麻醉并呈飞行姿态固定在扫描床,使用 CT 扫描仪对绿头鸭进行 CT 扫描,如图 2(a)所示,获取 1 566 张医学数字成像(DICOM)图像,利用 DICOM 图像及 SPH 方法建立绿头鸭 SPH 模型. 将绿头鸭 SPH 模型离散为 41 685 个 SPH 单元,每个单元的质量为 0.019 2 g. 建模过程如图 2 所示. 该模型不仅充分反映了绿头鸭头、脖子、躯干、翅膀以及爪等部位的几何结构,还真实描绘了绿头鸭内

本文研究的风扇叶片来自某涡扇发动机,由 24 片窄弦叶片组成,叶高 603.2 mm,初始扭转角为 61.3°,使用六面体单元对整级风扇进行网格离散,网格数为 1 520 208,如图 3 所示.

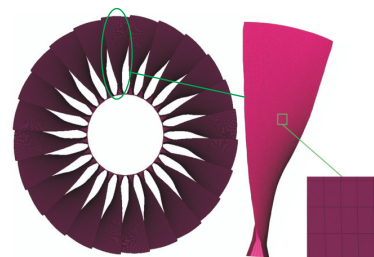


图 3 风扇有限元网格模型

Fig.3 Finite element mesh model of fan

1.2 材料模型

鸟体材料采用 Null 材料模型(空材料模型)结合 Gruneisen 状态方程来描述^[13]. 在 Null 材料参数中提供模型的本构关系计算黏性应力, 使用状态方程来计算压力. Null 材料模型中材料密度为 938 kg/m³. 对于压缩材料, Gruneisen 状态方程定义压力为

$$p = \frac{\rho_0 C^2 \mu \left[1 + (1 - \frac{\gamma_0}{2}) \mu - \frac{a}{2} \mu^2 \right]}{\left[1 - (S_1 - 1) \mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu + 1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu + 1)^2} \right]^2 + (\gamma_0 + a \mu) E} \quad (1)$$

对于膨胀材料, Gruneisen 状态方程定义压力为

$$p = \rho_0 C^2 \mu + (\gamma_0 + a \mu) E \quad (2)$$

$$\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1 \quad (3)$$

式中: C 是曲线的截距, 本文取 $C = 1480$; S_1 、 S_2 和 S_3 是曲线的斜率系数, 本文取 $S_1 = 1.92$, $S_2 = 0$, $S_3 = 0$ ^[13]; γ_0 是 Gruneisen 常数; a 是 γ_0 的 1 阶体积修正量.

文中风扇的材料为 Ti-6Al-4V 钛合金, 采用塑性随动硬化模型 (MAT_PLASTIC_KINEMATIC)^[14], 材料参数如表 1^[6]所示.

表 1 叶片材料参数

Tab.1 Blade material parameters

材料	密度/ (kg · m ⁻³)	弹性模量/ GPa	泊松比	屈服应力/ GPa
Ti-6Al-4V	4 500	113	0.33	0.95
切线模量/ GPa	硬化参数	应变率 参数 C	应变率 参数 P	失效塑性 应变
1.139	0.2	200	15	0.2

1.3 边界条件

1.3.1 风扇旋转对鸟撞过程的影响

鸟撞事件发生时, 风扇处于高速旋转状态, 已有的研究中大多未考虑风扇旋转对撞击过程的影响. 本文将鸟撞静止风扇及鸟撞旋转风扇叶片计算结果进行对比.

保持撞击位置及鸟体初速度一致, 撞击位置为 3/6 叶高位置, 鸟体初速度为 116 m/s; 鸟撞静止风扇时, 固定风扇轮毂 6 个自由度; 撞击旋转风扇时, 风扇的转速设为 3 772 r/min(最大连续转速).

1.3.2 风扇转速对鸟撞过程的影响

据 FAA 统计, 鸟撞可以发生在飞行过程中的每一阶段^[5]. 飞行每一阶段风扇的转速变化都会导致鸟撞风扇叶片动态响应特性随之变化.

根据该飞机单次起落循环风扇转速波动统计, 选取滑跑阶段(836 r/min)、爬升阶段(3 772 r/min)、巡航

阶段(3 344 r/min)、下降阶段(1 984 r/min)以及着陆滑跑阶段(836 r/min) 5 种典型工况对应的 4 个转速作为风扇转动初始边界条件^[15]. 鸟体初速度为 116 m/s, 撞击位置为 3/6 叶高位置, 如图 4 所示.

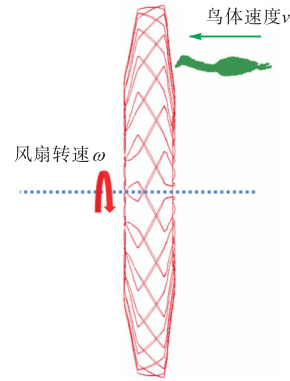


图 4 鸟撞风扇叶片

Fig.4 Bird impact on fan blades

1.3.3 撞击位置对鸟撞过程的影响

叶片高度约为鸟体高度的 6 倍, 因而分别选取 1/6 叶高位置、2/6 叶高位置、3/6 叶高位置、4/6 叶高位置以及 5/6 叶高位置作为撞击位置. 风扇转速 3 772 r/min, 鸟体初速度 116 m/s.

2 模型验证

将绿头鸭鸟体模型及传统简化鸟体模型撞击刚性板仿真结果与试验结果进行对比, 验证绿头鸭鸟体模型的准确性.

文献[3, 5]对比分析了半球端圆柱体、圆柱体、球体以及椭球体 4 种替代鸟体模型撞击平板的仿真结果, 研究表明半球端圆柱体比其他替代模型更加接近试验结果. 本文选取半球端圆柱体模型撞击平板计算结果作为对比.

Meguid 等^[8]的研究表明, 替代鸟体模型的长径比对鸟撞刚性板以及风扇叶片的撞击结果影响不大. 参考文献[16-18], 本文半球端圆柱体替代鸟体模型的长径比取为 2, 根据绿头鸭的质量以及鸟体密度计算得到半球端圆柱体模型的直径为 86.9 mm, 长度为 173.8 mm. 采用 SPH 方法对半球端圆柱体进行离散化, SPH 粒子数为 32 038, 每个粒子的质量为 0.024 97 g.

本文将撞击中心压力曲线仿真计算结果与 Wilbeck 鸟撞平板试验结果^[19]进行对比. Wilbeck 试验装置如图 5 所示, 该试验通过模拟鸟以 116 m/s 的初速度撞击固定刚性目标板, 在目标板中心放置压力传感器, 获取撞击中心处的压力曲线.

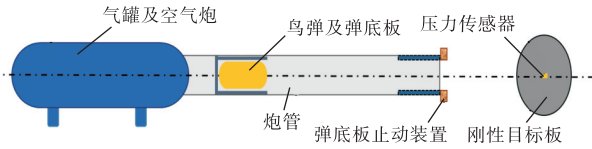


图 5 Wilbeck 鸟撞试验
Fig.5 Wilbeck bird impact tests

本文绿头鸭以及半球端圆柱体的初速度与 Wilbeck 试验鸟体初速度一致. 绿头鸭尾部朝向平板, 垂直撞向平板中心; 半球端圆柱体以端部垂直撞向平板中心. 刚性目标板固定, 在刚性目标板中心放置壳单元, 通过固连接触将壳单元节点约束、限定在圆盘外表面节点上, 用以获取目标板中心的压力曲线. 目标板厚度为 60 mm, 直径为 600 mm, 采用六面体单元对平板进行网格离散化, 网格数量为 18 000. 平板、壳单元及鸟的位置如图 6 所示.

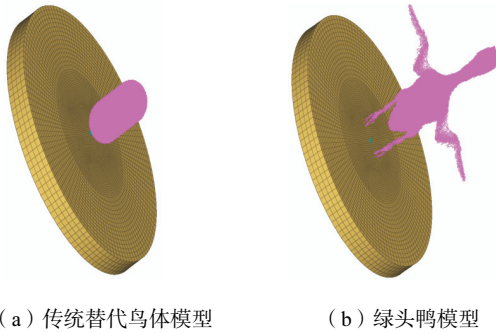


图 6 鸟体撞击平板模型
Fig.6 Model of bird impact plate

计算在 DELL T5610 工作站上进行. 传统替代鸟体模型及绿头鸭模型计算时间分别为 24 min、29 min, 传统替代鸟体模型求解速度略高于绿头鸭模型, 但由于模型整体求解时间较短, 因此两种模型计算时间消耗差别较小.

绿头鸭及半球端圆柱体撞击目标板过程中, 撞击中心处压力曲线与 Wilbeck 试验结果对比如图 7 所示. 半球端圆柱体模型撞击平板时中心峰值压力为 83.3 MPa, 绿头鸭 SPH 模型撞击平板时的中心峰值压力为 46.9 MPa, 更加接近 Wilbeck 试验峰值. 撞击过程中初始接触面积对撞击过程的峰值压力 (hugoniot pressure) 有很大的影响, 初始接触面积越大, 峰值压力越高.

绿头鸭 SPH 模型尾部撞击时的初始接触面积比半球端圆柱体更小, 因而绿头鸭模型的峰值压力低于半球端圆柱体的峰值压力. 相比于半球端圆柱体模型, 绿头鸭模型整个撞击过程中心压力曲线都与试验值吻合更好. 绿头鸭 SPH 模型可更真实地反映鸟撞过程及其动力学特性. 综合考虑计算速度及计算精

度, 选取绿头鸭模型进行后续研究.

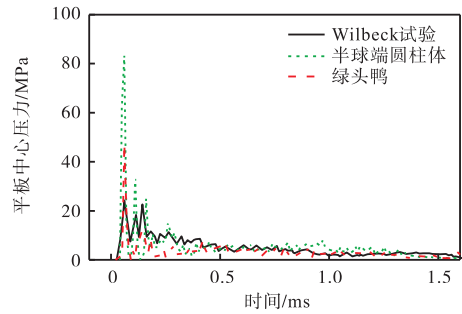


图 7 撞击中心压力对比
Fig.7 Comparison of pressure profiles at the impact center

3 结果与讨论

美国 FAR-33、中国 CCAR33 及欧洲 CS-E800 适航条例中选用叶根应力及前缘应力作为吸鸟试验的关键撞击参数, 该参数反映了发动机风扇叶片的损伤情况^[20]. 鸟体动能的变化是由叶片动能转化而来的, 鸟体动能的变化能反映叶片动能的变化; 而叶片本身的动能损失越多, 叶片的损伤程度也越严重^[14]. 接触力可反映风扇在整个过程中的受力情况^[6], 因而本文将通过叶根应力、前缘应力、接触力、鸟体动能来分析鸟撞过程的瞬态响应.

3.1 风扇旋转对撞击过程的影响

图 8 为撞击即将结束时刻的鸟体状态. 风扇静止时, 鸟体与 3 个叶片发生了撞击, 被叶片切割成 2 个大鸟块及 2 个极小的鸟块; 撞击旋转风扇时, 由于风扇的转动, 鸟体与 6 个叶片发生了撞击, 被切割成 7 个鸟块.

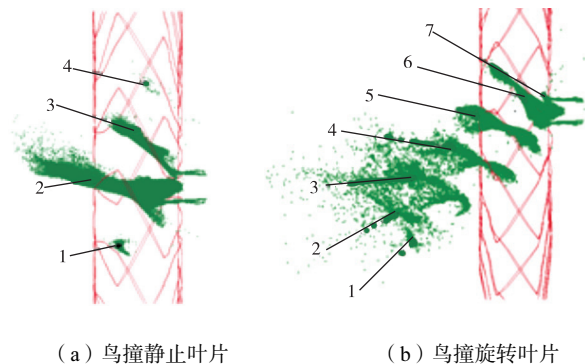


图 8 撞击即将结束时刻鸟体状态
Fig.8 State of bird at end of impact process

图 9(a) 为撞击过程中鸟体动能时间曲线, 是否考虑风扇旋转对撞击过程中鸟体动能变化有很大影响. 鸟撞静止风扇时, 鸟的动能由 5.38 kJ 减小至 4.67 kJ; 鸟撞旋转风扇时, 叶片在切割鸟体的同时沿

周向拍击鸟块,使鸟块周向速度增加,导致鸟体动能由初始的 5.38 kJ 增加到 32.03 kJ.

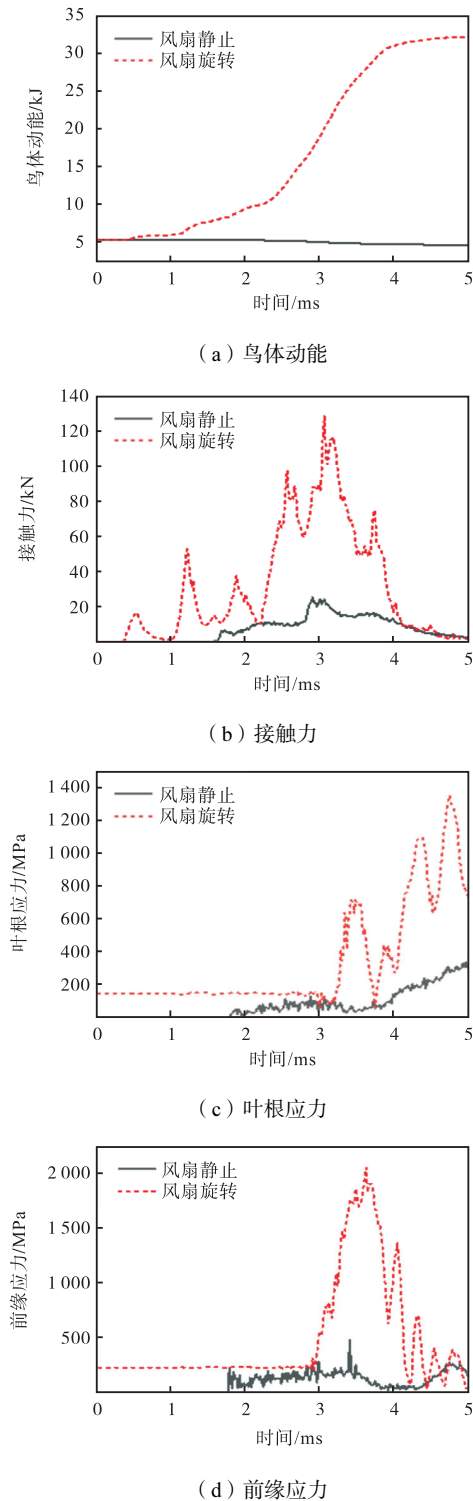


图9 撞击过程中鸟体动能、接触力、叶根应力及前缘应力随时间变化

Fig.9 Changes in bird kinetic energy, contact force, and stresses at the blade root and leading edge with time during impact process

图 9(b)为鸟撞风扇的接触力时间曲线,鸟撞旋转风扇接触力峰值为 128 kN,远高于撞静止风扇时

的接触力峰值 25 kN.

图 9(c)为鸟撞风扇过程中叶根应力时间曲线,撞击旋转风扇过程中叶根应力峰值为 1 346.2 MPa,远高于撞静止风扇时的叶根应力峰值 340.9 MPa.

图 9(d)为鸟撞风扇过程中前缘撞击处的应力时间曲线,撞击旋转风扇过程中撞击处前缘应力峰值为 2 042.4 MPa,远高于撞击静止风扇过程中的前缘应力峰值 484.8 MPa.

叶片是否旋转对撞击过程中鸟体被切割块数、单个鸟块大小及受冲击叶片数量有直接影响,导致不考虑叶片旋转情况下鸟体动能、接触力、叶根应力、前缘应力值明显低于考虑叶片旋转条件,使得对叶片应力及损伤预估偏保守,不利于叶片强度设计,因此在研究鸟撞过程中对叶片旋转运动应予以考虑.

3.2 风扇转速对撞击过程的影响

图 10 为鸟撞不同转速风扇时的鸟体撞击响应.风扇转速越大鸟体被切割成鸟块的数量越多,单个鸟块质量越小. 836 r/min 转速下最大鸟块质量远大于其他转速下最大鸟块质量,且在该转速下鸟体被叶片切割后,叶盆不再作用于该鸟块,叶背侧鸟块撞击该叶片的叶背;在其他转速下,鸟体被叶片切割的同时,叶盆拍击该鸟块,其后的鸟块与该叶片叶背不发生撞击,而撞向下一块叶片.

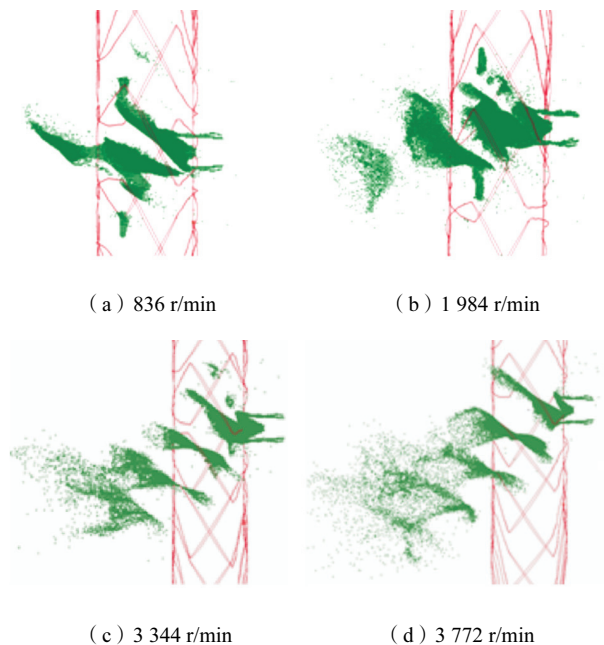
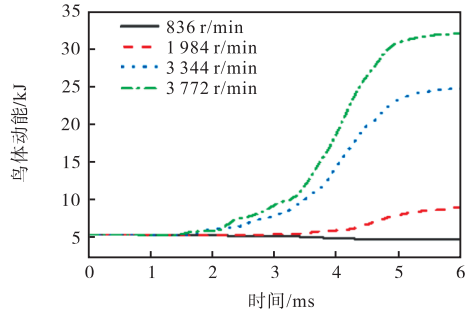


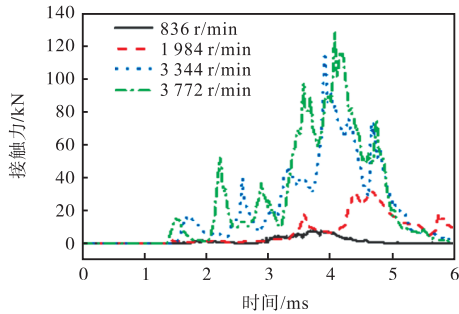
图 10 不同转速下鸟体瞬态撞击响应

Fig.10 Transient impact response of birds at different rotational speeds

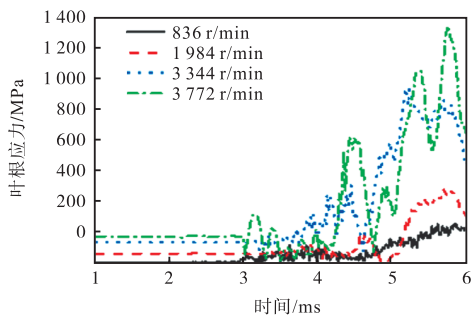
图 11(a)为不同转速下撞击过程中鸟体动能时间曲线;风扇转速为 836 r/min 时,撞击过程中鸟的动能下降,从 5.38 kJ 减小到 4.86 kJ,其他转速下,鸟的动



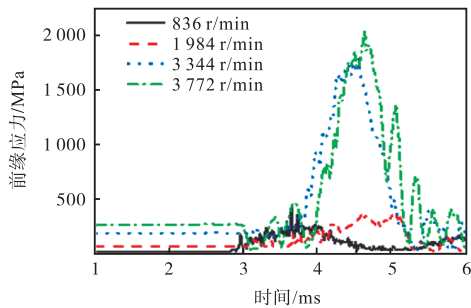
(a) 鸟体动能



(b) 接触力



(c) 叶根应力



(d) 前缘应力

图 11 不同转速下鸟体动能、接触力、叶根应力及前缘应力

Fig.11 Bird kinetic energy, contact force, and stresses at the blade root and leading edge at different rotational speeds

能增大,且风扇转速越高,鸟体动能增加的幅度越大,1984 r/min、3344 r/min 及 3772 r/min 转速下鸟体动能增量分别为 3.72 kJ、19.40 kJ 和 26.65 kJ,如表 2 所示.从整个撞击过程看,风扇转速为 836 r/min 时,

叶片在切割鸟体过程中叶盆与被切割下的鸟块不发生撞击,而是后续的鸟块撞击叶背,鸟块运动受阻,鸟动能减小;其他转速下,叶片在切割鸟体过程中,叶盆拍击鸟块,使鸟动能增加,速度越大拍击作用越大,鸟动能增加幅度越大.

图 11 (b) 为不同风扇转速下接触力时间曲线.风扇转速越大接触力越大,风扇转速 836 r/min、1984 r/min、3344 r/min 及 3772 r/min 下撞击过程中接触力峰值分别为 7.7 kN、31.2 kN、115.3 kN 和 128.0 kN,如表 2 所示.风扇转速 836 r/min 下,风扇叶片切割鸟体后,叶盆侧鸟块与该切割叶片不发生撞击,叶背侧鸟块撞击叶背,该转速下,叶背侧鸟块撞击叶片时,接触表面法向的相对速度小,因而接触力小;而在其他风扇转速下,叶片切割鸟体的同时叶盆侧拍击鸟块,且接触面法向的相对速度也较 836 r/min 时大,因而接触力更大.撞击过程中接触力峰值随风扇转速升高而增大.

图 11 (c) 为不同风扇转速下撞击过程中叶根应力时间曲线.转速越大,撞击过程中叶根应力越大,风扇转速 836 r/min、1984 r/min、3344 r/min 及 3772 r/min 下撞击过程中的叶根应力峰值分别为 230 MPa、424 MPa、992 MPa 和 1346 MPa,如表 2 所示.

图 11 (d) 为不同风扇转速下撞击过程中风扇叶片前缘应力时间曲线.转速 836 r/min 时叶片切割的鸟块要大于 1984 r/min,因而风扇转速 836 r/min 下的叶片前缘应力峰值 433 MPa 高于转速 1984 r/min 下叶片前缘应力峰值.转速 1984 r/min、3344 r/min 及 3772 r/min 前缘应力峰值随转速的增大而增大,分别为 377 MPa、1770 MPa 和 2042 MPa,如表 2 所示.

表 2 不同转速下的鸟体动能增量、最大接触力、叶根应力及前缘应力

Tab.2 Bird kinetic energy increment, maximum contact force, and stresses at the blade root and leading edge at different rotational speeds

转速/ (r · min ⁻¹)	鸟体动能 增量/kJ	接触力/ kN	叶根应力/ MPa	前缘应力/ MPa
836	-0.52	7.7	230	433
1984	3.72	31.2	424	377
3344	19.40	115.3	992	1770
3772	26.65	128.0	1346	2042

836 r/min 转速下鸟与风扇相互作用的方式不同于其他转速,为叶片切割鸟体,叶盆侧鸟块与该切割叶片不发生撞击作用,叶背侧鸟块撞击该叶片叶背;其他转速下,叶片切割鸟体的同时叶盆拍击鸟块,叶

背不与下一鸟块发生撞击. 接触力、叶根应力随转速的增大而增大; 836 r/min 转速下鸟体动能减小, 其他转速下鸟体动能增加, 且鸟体动能增量随转速增大而增大. 836 r/min 转速下前缘应力峰值要大于 1 984 r/min 转速下的值. 转速大于 1 984 r/min 后, 前缘应力峰值随转速增加而增大.

3.3 撞击位置对撞击过程的影响

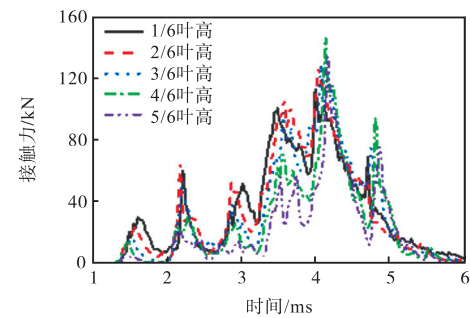
图 12(a) 为鸟撞不同位置接触力时间曲线. 接触力的大小主要受撞击位置切向线速度及叶片扭转角影响. 转速一定时, 撞击位置越高, 叶片撞击位置的切向线速度越大; 从叶根到叶尖, 叶片扭转角逐渐增大, 即撞击位置越高叶片扭转的幅度越大, 叶片对鸟体的切割作用越大, 拍击作用越小. 撞击位置从 1/6 叶高到 4/6 叶高区域, 接触力主要受撞击位置切向线速度影响, 接触力峰值随着高度的增加而增加, 4/6 叶高位置接触力峰值最大, 为 146.2 kN, 如表 3 所示; 撞击位置为 4/6 叶高到叶尖区域, 撞击过程中峰值接触力主要受叶片扭转角影响, 接触力峰值随撞击高度的增加逐渐降低, 撞击位置为 5/6 叶高时撞击过程中接触力峰值为 133.0 kN, 小于 4/6 叶高位置.

与接触力变化规律类似, 叶根应力峰值随撞击位置变化是撞击区域切向线速度及叶片扭转角共同作用的结果. 撞击位置从 1/6 叶高到 4/6 叶高区域, 叶根应力峰值随着高度增加而增大, 如图 12(b) 所示, 撞击 4/6 叶高位置时叶根应力峰值最大(1 500 MPa), 撞击 5/6 叶高位置时叶根应力峰值为 1 260 MPa, 低于撞击 4/6 叶高位置的应力峰值, 如表 3 所示.

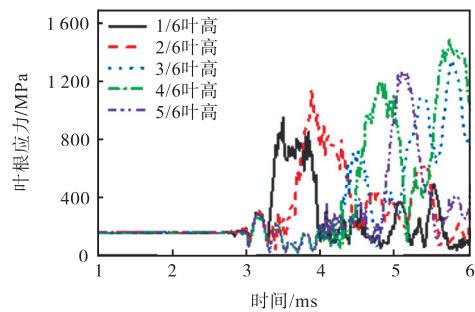
图 12(c) 为不同撞击位置下撞击过程中鸟体动能时间曲线. 撞击过程中在叶片拍击作用下, 鸟体动能增加. 鸟体动能增量主要受接触力影响, 鸟体动能增量随撞击高度变化规律总体与接触力峰值随撞击高度变化规律一致, 呈现先增大后减小趋势. 虽然最大接触力峰值对应撞击位置为 4/6 叶高, 但由于 3/6 叶高撞击过程中接触力时间曲线整体高于 4/6 叶高接触力时间曲线, 因此撞击位置为 3/6 叶高时鸟体动能增量最大. 1/6 叶高、2/6 叶高、3/6 叶高、4/6 叶高及 5/6 叶高撞击位置鸟体动能的增量分别为 23.27 kJ、26.34 kJ、26.65 kJ、22.26 kJ 和 17.50 kJ.

图 12(d) 为各撞击位置前缘应力时间曲线. 与接触应力类似, 叶片前缘应力变化是叶片撞击位置切向线速度及叶片扭转角共同影响的结果. 从 1/6 叶高到 3/6 叶高区域, 叶片前缘应力主要受撞击位置切向线速度影响, 前缘应力随撞击高度增加而增大; 从 3/6 叶高到 5/6 叶高位置, 前缘应力主要受叶片扭转角影响, 前缘应力随高度增加而减小. 撞击位置为 1/6 叶

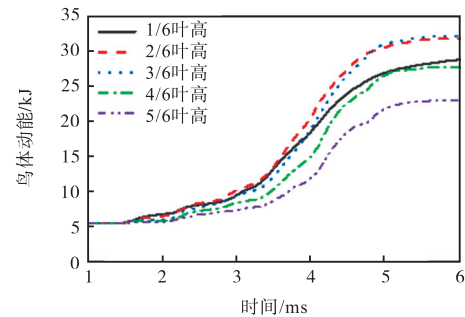
高、2/6 叶高、3/6 叶高、4/6 叶高、5/6 叶高时叶片前缘应力峰值分别为 866 MPa、2 020 MPa、2 042 MPa、1 550 MPa、1 210 MPa.



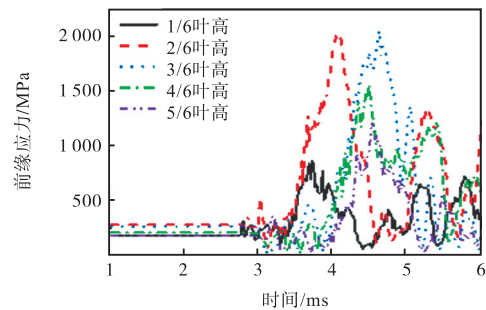
(a) 接触力



(b) 叶根应力



(c) 鸟体动能



(d) 前缘应力

图 12 不同撞击位置下的接触力、鸟体动能、叶根应力及前缘应力

Fig.12 Contact force, bird kinetic energy, and stresses at the blade root and leading edge at different impact positions

表 3 不同撞击位置下的最大接触力、叶根应力、前缘应力及鸟体动能增量

Tab.3 Maximum contact force, stresses at the blade root and leading edge, and bird kinetic energy increment at different impact positions

撞击位置	接触力/ kN	鸟体动能 增量/kJ	叶根应力/ MPa	前缘应力/ MPa
1/6 叶高	112.4	23.27	958	866
2/6 叶高	126.1	26.34	1 130	2 020
3/6 叶高	128.0	26.65	1 346	2 042
4/6 叶高	146.2	22.26	1 500	1 550
5/6 叶高	133.0	17.50	1 260	1 210

4 结 论

(1) 相比较于半球端圆柱体模型, 真实鸟体模型更加接近试验的结果, 可更真实地反映鸟撞风扇的撞击过程。

(2) 不考虑风扇旋转情况下, 叶片叶根应力、前缘应力、接触力、鸟体动能变化等值明显低于考虑叶片旋转条件, 使得对叶片应力及损伤预估偏保守, 不利于叶片强度安全设计, 因此在研究鸟撞过程中对叶片旋转运动应予以考虑。

(3) 836 r/min 转速下鸟与风扇相互作用的方式不同于其他高转速, 叶片切割鸟体, 叶盆侧鸟块与该切割叶片不发生撞击作用, 叶背侧鸟块撞击该叶片叶背; 其他转速下, 叶片切割鸟体的同时叶盆拍击叶盆侧鸟块, 叶背不与叶背侧鸟块发生撞击。接触力、叶根应力随转速的增大而增大; 836 r/min 转速下鸟体动能减小, 其他高转速下鸟体动能增加, 且增量随转速增大而增大。836 r/min 转速下前缘应力峰值要大于 1 984 r/min 转速下前缘应力峰值。其他转速下前缘应力峰值随转速增加而增大。

(4) 随撞击位置增高, 接触力、鸟体动能增量、叶根应力峰值、鸟体动能、叶片前缘应力均呈先增大后减小趋势, 撞击 3/6 叶高位置时前缘应力峰值及鸟体动能增量最大, 撞击 4/6 叶高位置时叶根应力峰值及接触力最大, 最大前缘应力 2 042 MPa, 最大鸟体动能增量 26.65 kJ, 最大接触力 146.2 kN, 最大叶根应力 1 500 MPa。

参考文献:

- [1] Dolbeer R A, Begier M J. Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States, 1990—2018[R]. Washington: The FAA National Wildlife Strike Database, 2019.
- [2] Heimbs S. Computational methods for bird strike simulations: A review[J]. Computers & Structures, 2011, 89(23/24): 2093-2112.
- [3] Nizampatnam L S. Models and Methods for Bird Strike Load Predictions[D]. Wichita: Wichita State University, 2007.
- [4] Vignjevic R, Orłowski M, de Vuyst T, et al. A parametric study of bird strike on engine blades[J]. International Journal of Impact Engineering, 2013, 60: 44-57.
- [5] 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(1): 9-20.
- [6] Zhang D, Fei Q. Effect of bird geometry and impact orientation in bird striking on a rotary jet-engine fan analysis using SPH method[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 54: 320-329.
- [7] Hedayati R, Ziaei-Rad S. Effect of bird geometry and orientation on bird-target impact analysis using SPH method[J]. International Journal of Crashworthiness, 2012, 17(4): 445-459.
- [8] 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(6): 487-498.
- [9] Guan Yupu, Zhao Zhenhua, Chen Wei, et al. Foreign object damage to fan rotor blades of aeroengine part II: Numerical simulation of bird impact[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(4): 328-334.
- [10] 柴象海, 侯亮, 王志强, 等. 航空发动机宽弦风扇叶片鸟撞损伤模型标定[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1032-1038.
Chai Xianghai, Hou Liang, Wang Zhiqiang, et al. Bird strike model calibration for an aero engine wide-chord fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5): 1032-1038 (in Chinese).
- [11] Miyachi T, Okumura H, Ohtake K. An analysis of the effect of centrifugal force on the impact resistance of composite fan blades for turbo-fan engines[J/OL]. SAE Technical Paper, 1991: DOI: <https://doi.org/10.4271/912047>.
- [12] 陈伟, 宋迎东. 离心载荷作用下平板叶片鸟撞击响应计算[J]. 航空动力学报, 1997, 12(2): 122-124.

- Chen Wei, Song Yingdong. Calculation of bird impact response of flat blade under centrifugal load[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2): 122-124(in Chinese).
- [13] Hedayati R, Sadighi M. Bird Strike: An Experimental, Theoretical and Numerical Investigation[M]. London: Woodhead Publishing, 2015.
- [14] 杨杰. 风扇叶片鸟撞击响应及受损风扇气动性能分析研究方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学能源与动力学院, 2014.
- Yang Jie. Research on Response of Fan Blade Subjected to Bird Strike and Aerodynamic Performance of Damaged Fan[D]. Nanjing: College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014(in Chinese)
- [15] 张俊红, 戴胡伟, 鲁鑫, 等. 流固耦合作用下航空发动机燃烧室热疲劳研究[J]. 西安交通大学学报, 2018, 52(5): 149-156.
- Zhang Junhong, Dai Huwei, Lu Xin, et al. Research on the thermal fatigue of aero-engine combustor under fluid-structure interaction[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 52(5): 149-156(in Chinese).
- [16] 寇剑锋, 徐绯, 纪三红, 等. 鸟体姿态对结构抗鸟撞性能的影响[J]. 爆炸与冲击, 2017, 37(5): 937-944.
- Kou Jianfeng, Xu Fei, Ji Sanhong, et al. The effect of bird attitude on the bird-proof performance of the structure[J]. Explosion and Shock Waves, 2017, 37(5): 937-944(in Chinese).
- [17] Allaey F, Luyckx G, van Paepegem W, et al. Characterization of real and substitute birds through experimental and numerical analysis of momentum, average impact force and residual energy in bird strike on three rigid targets: A flat plate, a wedge and a splitter[J]. International Journal of Impact Engineering, 2017, 99: 1-13.
- [18] Kalam S A, Rayavarapu V K, Ginka R J. Impact behaviour of soft body projectiles[J]. Journal of the Institution of Engineers (India): Series C, 2018, 99(1): 33-44.
- [19] Wilbeck J S. Impact Behavior of Low Strength Projectiles[R]. USA: Air Force Materials Lab Wright-Patterson AFB OH, 1978.
- [20] 罗刚, 陈伟, 赵振华, 等. 航空发动机吸鸟适航验证关键参数分析方法[J]. 机械科学与技术, 2016, 35(11): 1774-1779.
- Luo Gang, Chen Wei, Zhao Zhenhua, et al. Analysis method of critical parameters on aircraft engines bird ingestion airworthiness certification[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(11): 1774-1779(in Chinese).

(责任编辑: 金顺爱)