

航空发动机风扇叶片的抗鸟撞设计

张海洋^{1,2,3}, 王相平^{1,2,3}, 杜少辉^{1,2,3}, 曹航^{1,2,3}, 蔚夺魁¹
(1. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015;
2. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所
辽宁省航空发动机冲击动力学重点实验室, 沈阳 110015;
3. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所
航空发动机冲击动力学联合实验室, 沈阳 110015)

摘 要: 根据航空发动机结构特征和鸟撞后的风扇叶片损伤特征,提出风扇第一级转子叶片是发动机抗鸟撞关键零件,叶片前缘为抗鸟撞设计关键部位。建立一种风扇叶片鸟撞理论分析方法,研究撞击工况、结构参数与鸟撞过程、损伤模式、损伤程度的关系,提出前缘角度是抗鸟撞能力关键结构参数。当撞击工况确定后,前缘角度决定了撞击形式和叶片损伤模式,影响损伤程度。采用显示动力学仿真分析方法,设计了一种带前缘特征的模型,对前缘角度的影响规律进行了验证,并开展了实际风扇叶片改进设计,改进后的叶片被鸟撞击后变形减小最少 33%,抗鸟撞击能力明显提升。

关 键 词: 风扇叶片; 抗鸟撞设计; 损伤模式; 撞击工况; 前缘角度

中图分类号: V232.4 **文献标志码:** A

Design for anti-bird impact of aero-engine fan blade

ZHANG Haiyang^{1,2,3}, WANG Xiangping^{1,2,3}, DU Shaohui^{1,2,3},
CAO Hang^{1,2,3}, YU Duokui¹
(1. Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China;
2. Key Laboratory of Impact Dynamics on Aero Engine, Liaoning Province,
Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China;
3. Joint Laboratory of Impact Dynamics on Aero Engine,
Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The first stage fan rotor blade is a key component of the engine against bird impact, and the leading edge of the blade is a key part of the anti-bird impact design, by investigating the structural characteristics of the engine and the damage characteristics after bird impact. Therefore, a theoretical analysis method of fan blade bird impact was established to study the relationship among impact conditions, structural parameters and bird impact process, and damage mode as well as damage degree. Results show that the leading edge angle is the key structural parameter of anti-bird impact. The leading edge angle deter-

收稿日期:2019-12-12

作者简介:张海洋(1988—),男,工程师,硕士,航空发动机结构强度专业。

引用格式:张海洋,王相平,杜少辉,等.航空发动机风扇叶片的抗鸟撞设计[J].航空动力学报,2020,35(6):1157-1168. ZHANG Haiyang, WANG Xiangping, DU Shaohui, et al. Design for anti-bird impact of aero-engine fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(6): 1157-1168.

mined the impact process, damage mode and damage degree, when the bird impact conditions were determined. A model with leading edge characteristics was designed and the influence rule of leading edge angle was verified using the method of display dynamics simulation analysis. Based on the results, an improved design of the actual fan blade was carried out. The deformation of improved blade was reduced by a minimum of 33% after being hit by a bird, and the anti-bird impact ability of the improved blade was obviously improved.

Key words: fan blade; design for anti-bird impact; damage mode; impact condition; leading edge angle

飞机飞行过程中,鸟撞击事故不可避免,其中最危险的情况之一就是航空发动机吞鸟。发动机吞鸟后,一方面鸟会撞击到流道内转静子零件,特别是风扇转子叶片,使叶片发生凹陷、变形、撕裂、掉块和断裂,风扇气动性能下降,发动机推力降低,整机振动突增,掉块会二次打伤流道内零部件,同时撞击产生的冲击力引起关键承力结构如轴承、安装节的负载增加甚至失效,导致发动机失去停车能力或完全失去推力,最严重情况下叶片断裂并击穿机匣,高能碎片撞击到飞机上,直接危及乘员安全;另一方面,鸟体进入发动机被撞击切碎后,碎片进入发动机核心机流道,影响气动性能,导致发动机喘振、停车等。因此,发动机吞咽鸟体后,不仅要求具备抵抗由于鸟撞击而产生的结构损伤能力,而且还需具备抵抗由于鸟体碎片进入核心机流道而导致的性能稳定性问题。其中,发动机抵抗由于鸟撞击而导致的结构损伤能力称为发动机抗鸟撞能力,它不仅影响发动机吞鸟后结构损伤造成的安全性,也决定了吞鸟后发动机的推力持续输出能力,因此发动机抗鸟撞能力严重影响飞机的飞行安全^[1-3]。相关军民用标准和规范中都对发动机抗鸟撞击能力提出了严格要求,并要求发动机正式投产使用前进行整机吞鸟试验验证发动机的抗鸟撞击能力^[4-5]。

基于航空发动机抗鸟撞击能力的重要性,国外很早就开始了相关研究,Barber 和 Wilbeck 等^[6-9]等开展了大量的鸟撞击载荷模型、响应求解方法、试验方法等研究。国内从 20 世纪 80 年代开展发动机鸟撞相关研究,初期集中在载荷模型、损伤机理、模拟试验等方面^[10-14],并随着计算机技术的发展,进行了大量的仿真技术研究^[15-20],近些年我国发动机设计技术的快速发展使鸟撞问题在工程设计中的重视程度日益提升,开展了大量工程仿真和试验工作^[21-22],但目前发动机鸟撞研究主要集中在损伤机理、预测和评估方法,而对发动机抗鸟撞击能力主动设计方法研究较少,特别是

适合工程的抗鸟撞主动设计方法。

为此本文针对发动机抗鸟撞击能力主动设计需求,提出抗鸟撞能力的关键零件和部位,发展一种理论分析方法,确定抗鸟撞能力设计的关键结构参数和设计方法,为发动机抗鸟撞击能力主动设计提供支持。

1 发动机叶片抗鸟撞关键零件、部位、参数及影响规律

1.1 发动机叶片抗鸟撞关键零件及部位

发动机工作时转子部件处于高速旋转状态,位于发动机进口部位的风扇第一级转子叶片的叶尖切线速度接近或超过声速,鸟撞击时相对撞击速度更大,导致叶片承受巨大的撞击载荷和能量,同时叶片本身承受着巨大的离心载荷作用,因此极易在被撞击位置产生严重结构损伤,发生凹陷、变形、撕裂、掉块和断裂。风扇第一级转子叶片受到的撞击载荷以及叶片掉块、断裂都会产生巨大的不平衡载荷,使整机振动突增,引起整机振动超限、转静子碰磨等问题。风扇第一级转子叶片受到的撞击载荷通过传力系统传递到整个发动机,使整机承力关键部件如轴承、安装节受到巨大的瞬间附加冲击载荷,引起结构瞬间超载破坏;风扇第一级转子叶片损伤后,风扇气动性能和稳定性下降,整机推力降低;风扇第一级转子叶片被撞击后可能发生断裂,引起机匣包容失效等问题。鸟经过风扇一级转子叶片切割和碰撞后,破裂成碎末,很难引起后方流道内零部件的撞击损伤,而后方流道内零部件的损伤主要由风扇第一级转子叶片脱落的碎片撞击产生。综上,在发动机鸟撞过程中,风扇一级转子叶片受到的直接损伤最大,并引发整机结构、性能的二次损伤,因此分析认为发动机抗鸟撞击设计中最关键的零件之一就是风扇第一级转子叶片。

风扇第一级转子叶片与鸟发生碰撞时,其细

密的稠度和高速的切线速度决定了绝大部分情况下鸟首先与前缘发生碰撞;而前缘的厚度和刚度都小于叶身弦向中部和尾缘,其抗撞击能力最弱。因此,风扇第一级转子叶片被鸟撞击后出现了前缘凹陷、变形、撕裂、掉块甚至断裂等损伤,都位于前缘或起始于前缘,如图 1 所示。前缘作为风扇叶片最先被撞击部位、弦向抗撞击能力最弱部位和主要损伤部位,是叶片抗鸟撞设计中的关键部位。



图 1 航空发动机鸟撞后典型损伤

Fig. 1 Typical damage of aero-engine after bird impact

1.2 发动机叶片抗鸟撞关键参数及其影响规律

基于经典的叶栅切割模型,引进叶片结构参数前缘角度,建立鸟撞击发动机风扇第一级转子叶片叶栅切割模型,如图 2 所示。图中叶栅为风扇第一级转子叶片被撞击截面的叶栅示意图,按照转速 ω 旋转,被撞击位置半径为 R ,被撞击截面的切线速度为 V_2 ,叶片在该截面前缘角度为 θ ,该角度为前缘叶型中线的切线与进气方向夹角,与前缘进口叶型角(结构设计参数,为前缘叶型中线的切线与周向夹角)互余,因此可以代表结构参数。圆柱形表示鸟体,以速度 V_1 飞向叶片。

在叶栅上建立局部坐标系,在局部坐标系中,鸟除了飞向叶栅的速度 V_1 ,还存在一个与叶栅切

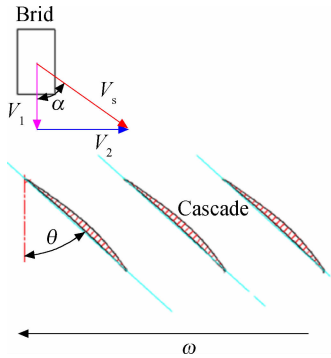


图 2 鸟撞击叶栅切割模型

Fig. 2 Bird impact cascade cutting model

向速度方向相反、大小为 V_2 的周向速度,即鸟以 V_1 和 V_2 合成的速度 V_s 飞向叶栅, α 为鸟相对叶片的撞击角度,其中各参数关系如下:

$$\begin{aligned} V_2 &= \omega R \\ V_s &= \sqrt{V_1^2 + V_2^2} \\ \alpha &= \arctan(V_2/V_1) \end{aligned} \tag{1}$$

这些参数中, V_1 、 ω 、 R 分别是鸟撞击速度、发动机转子转速、撞击位置半径,为撞击工况参数,代表了撞击工况。 θ 是叶片前缘角度,为叶片结构参数,代表了结构特征。

根据鸟撞击发动机风扇第一级转子叶片叶栅切割模型,将鸟撞击过程中分为三种情况。

1) 情况一: $\alpha < \theta$

该情况出现在鸟速 V_1 相对较大,发动机转速 ω 相对较小时,此时鸟相对叶片撞击角度 α 小于叶片前缘角度 θ ,鸟直接飞向叶片的背侧迎风面,如图 3 所示,撞击后鸟被前缘切开,被切下的鸟体继续向前飞行,而剩余鸟体撞击到叶片前缘叶背,导致叶片被撞击部位向盆侧变形。

2) 情况二: $\alpha > \theta$

该情况出现在鸟速 V_1 相对较小,发动机转速 ω 相对较大时,此时鸟相对叶片撞击角度 α 大

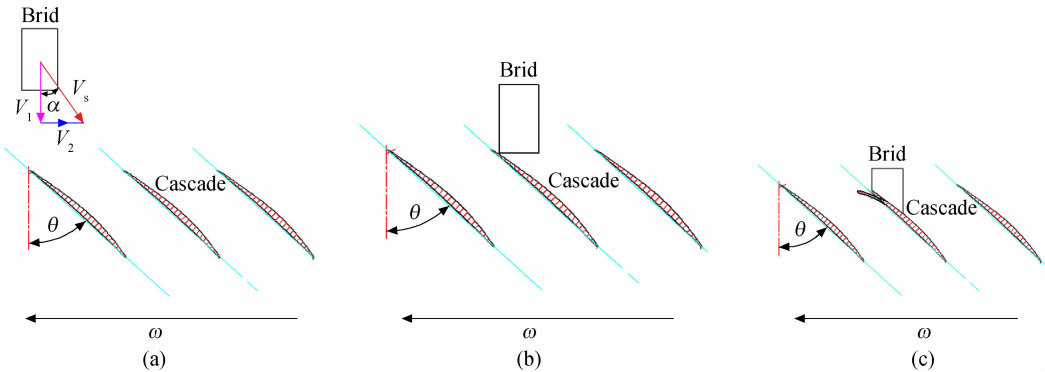


图 3 情况一撞击方式示意图

Fig. 3 Scenario 1 impact schematic

于叶片前缘角度 θ ，鸟直接飞向叶片的盆侧逆风面，如图 4 所示，撞击后鸟被前缘切开，剩余鸟体继续飞行，叶片前缘盆侧撞击到被切割下的鸟体，导致叶片被撞击部位向背侧变形。

3) 情况三： $\alpha \approx \theta$

该情况出现在鸟速 V_1 和发动机转速 ω 相对匹配，鸟相对叶片撞击角度 α 与叶片前缘角度 θ 接近，鸟直接飞向叶片前缘，如图 5 所示，撞击后鸟被前缘正向切开，并沿盆背侧叶型向后飞出，该情况下叶片损伤一般较小。

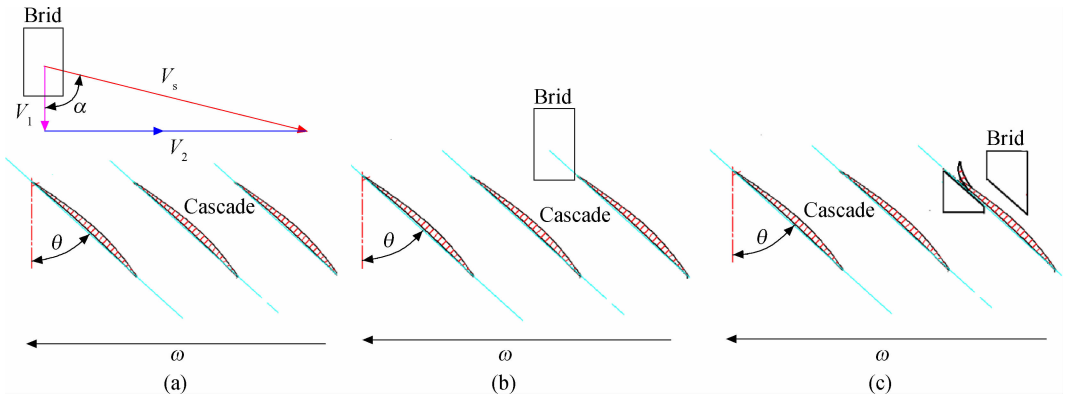


图 4 情况二撞击方式示意图
Fig. 4 Scenario 2 impact schematic

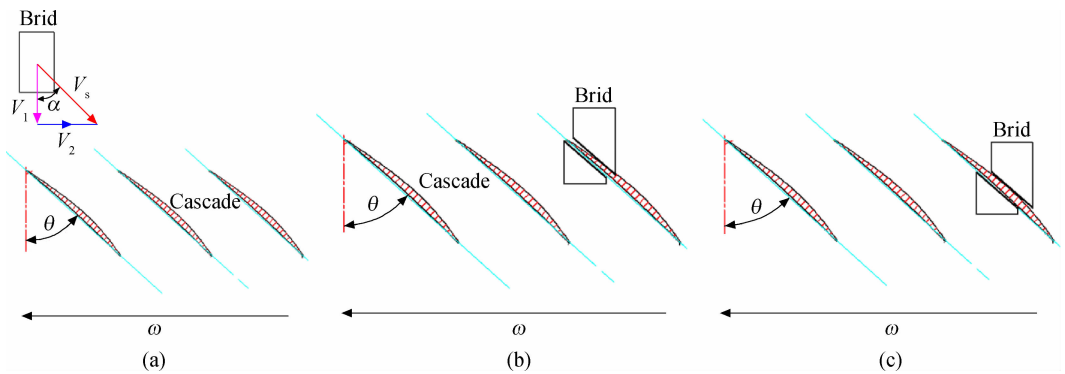


图 5 情况三撞击方式示意图
Fig. 5 Scenario 3 impact schematic

这三种撞击情况为发动机风扇第一级转子叶片的典型撞击模式，涵盖了绝大部分情况。在这三种撞击情况下，鸟相对叶片撞击角度 α 与叶片前缘角度 θ 的关系决定了鸟撞击叶片模式和叶片的损伤模式，而鸟相对叶片撞击角度 α 由鸟速 V_1 、发动机转速 ω 和撞击半径 R 决定，即由撞击工况决定，在撞击工况确定条件下，叶片前缘角度 θ 决定了鸟撞击叶片的模式及叶片的损伤模式。

在鸟撞击发动机风扇第一级转子叶片叶栅切割模型基础上，建立鸟撞击叶栅能量简化模型，如图 6 所示，鸟相对叶片撞击速度 V_s 可分解为前缘叶型中线的切线方向和切线的垂直方向的速度，其中前缘叶型中线切线的垂直方向速度定义为 V_c ，计算公式如下：

$$V_c = V_s \sin \beta = V_s \sin (\alpha - \theta) \tag{2}$$

鸟体撞击叶片前缘后，碎片沿着叶型表面向后运动，理论状态下撞击后前缘叶型中线切线的垂直方向速度 V_c 为 0 m/s，其动能传递给前缘造成损伤，即 V_c 的大小能够影响叶片前缘的损伤程度。根据式(1)和式(2)，鸟相对叶片撞击速度 V_s 和鸟相对叶片撞击角度 α 由鸟速 V_1 、发动机转速

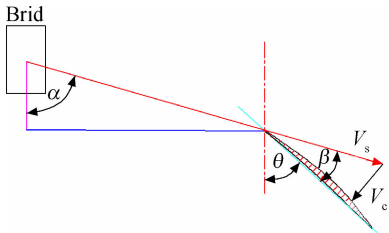


图 6 鸟撞击叶栅时撞击能量简化模型
Fig. 6 Simplified model of impact energy for bird impacting cascade

ω 和撞击半径 R 决定,即撞击工况决定。当撞击工况确定后,影响 V_c 大小的主要因素为叶片前缘角度 θ ,叶片前缘角度 θ 与鸟相对叶片撞击角度 α 的夹角 β 越小, V_c 越小,鸟撞击前缘传递的能量越小,叶片前缘损伤相对越小。

2 关键参数影响规律验证

设计一种鸟撞转子叶片工况,采用仿真方法,验证前缘角度的影响规律。仿真分析方法能够快速地获得鸟撞击叶片后的损伤情况,并与试验结果对比表明,仿真与试验损伤基本相同^[21-22]。

2.1 验证模型设计

设计了一种带前缘特征平板叶片模拟件,材料为风扇叶片常用材料 TC4,整级共 3 片叶片,按周期对称分布,其 1/3 周期对称子模型见图 7,旋转轴为 X 轴。叶片截面示意图见图 8,前缘为直径 2 mm 的半圆弧,截面对称中心线与 X 轴的夹角即为叶片的前缘角度。为降低不同前缘角度导致的叶根刚度差异的影响,提高结果的有效性和对比性,在叶根和叶尖设计了同样的圆环模拟盘来提高叶片整体刚度,并选择叶中为撞击位置。



图 7 带前缘特征平板模拟叶片转子三维示意图
Fig. 7 Three-dimensional schematic of blade rotor with leading edge characteristic plate simulation



图 8 带前缘特征的平板叶片模拟件截面示意图
(单位:mm)
Fig. 8 Section schematic of flat blade simulator with leading edge characteristic (unit:mm)

设计 45° 、 52.5° 、 60° 、 67.5° 、 75° 五种前缘角度,不同前缘角度叶型对比和三维模型对比见图 9。

直接旋转叶身单元保证不同模型叶身单元大小一致,减小网格尺寸影响,各模型叶片网格对比见图 10,整圈模型见图 11。

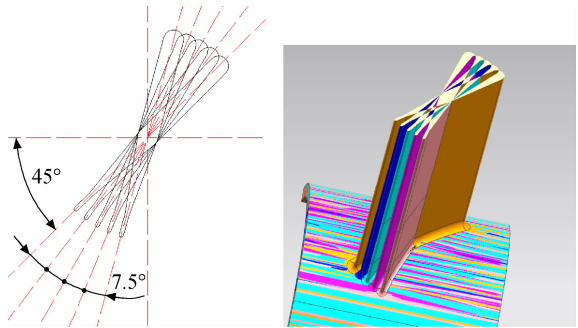


图 9 叶型截面对比
Fig. 9 Cross section comparison of blade profiles

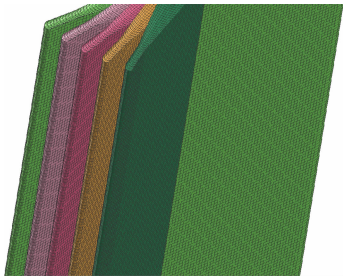


图 10 不同模型叶片网格对比
Fig. 10 Comparison of blade meshes with different models



图 11 整机有限元模型
Fig. 11 Finite element model of the whole machine

模拟叶片材料性能采用 TC4 钛合金带失效模型的 Johnson-Cook 本构模型,Johnson-Cook 钛合金材料模型见式(3),Johnson-Cook 钛合金材料失效模型见式(4),本构模型参数通过专项试验测试分析获得,并经过试验验证。

$$\sigma_e = (A + B\epsilon_e^n)(1 + C\ln\dot{\epsilon}_e^*)[1 - (T^*)^m]$$

(3)

式中 A 、 B 、 n 、 C 、 m 为本构模型参数,通过材料试验测量拟合获得; σ_e 为 von Mises 流动应力; ϵ_e 为等效塑性应变率;无量纲应变率 $\dot{\epsilon}_e^* = \frac{\dot{\epsilon}_e}{\dot{\epsilon}_0}$, $\dot{\epsilon}_e^p$ 为等

效塑性应变率, $\dot{\epsilon}_0$ 为参考应变率; $T^* = \frac{T - T_r}{T_m - T_r}$, T 为材料温度, T_r 为参考温度, T_m 是材料的熔点温度。

$$\epsilon_f = [D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*)](1 + D_4 \ln \bar{\epsilon}_e^*) \cdot (1 + D_5 T^*) \tag{4}$$

式中 $D_1 \sim D_5$ 为本构模型参数, 通过材料试验测量拟合获得; 当量应力 $\sigma^* = \frac{p}{\sigma} = -\frac{\sigma_m}{\sigma_{eq}} = -\eta \cdot \eta$ 为应力三轴度, p 为静压力, σ 为等效应力。

鸟体选用标准的 1.8 kg 鸟体, 该鸟体模型采用 SPH(光滑粒子流体动力学方法)方法建立, 模型参数经过试验标定和校准, 鸟体模型见图 12。

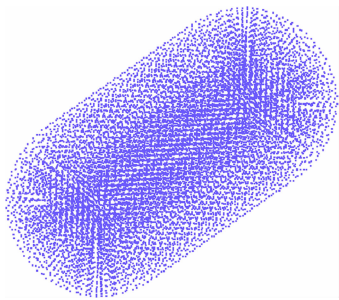


图 12 标准 1.8 kg 鸟体模型
Fig. 12 Standard 1.8 kg bird model

鸟撞击位置选择叶片正中间, 撞击半径 $R = 0.3$ m, 在叶片表面增加二维平面单元并定义为刚体, 用于直观显示叶片被撞击后的变形方向和程度。鸟撞击仿真模型见图 13, 定义转子转速 $\omega = 4000$ r/min, 鸟体飞行速度 $V_1 = 72.5$ m/s, 鸟与叶片间定义撞击接触。



图 13 模拟试验件鸟撞击仿真分析模型
Fig. 13 Bird impact simulation analysis model for simulated test specimens

2.2 不同模型鸟撞击过程、撞击模式、损伤模式和程度预估

鸟体速度 $V_1 = 72.5$ m/s, 转速 $\omega = 4000$ r/min, 撞击半径 $R = 0.3$ m, 计算得到被撞击位置

的切线速度 $V_2 = 125.66$ m/s, 鸟体相对于叶片的撞击角度 $\alpha = 60^\circ$, 根据理论分析, 预估撞击过程、撞击模式、损伤模式和相对损伤程度如下:

1) 对于叶片前缘角度 θ 分别为 45° 和 52.5° 的模型, 前缘角度 θ 小于鸟相对撞击角度 α , 撞击过程表现为模拟件盆侧撞击被切割下来的鸟体, 被切割下的鸟体破裂变形, 叶片被撞击位置向背侧凹陷变形, 且 θ 为 52.5° 模型被撞击部位变形尺寸会小于 θ 为 45° 模型;

2) 对于叶片前缘叶型角 θ 分别为 67.5° 和 75° 的模型, 前缘角度 θ 大于鸟相对撞击角度 α , 撞击过程中表现为鸟体被切割后的鸟体撞击模拟件背侧, 切割剩余的鸟体破裂变形, 鸟体撞击模拟叶片背侧, 叶片被撞击位置向盆侧凹陷变形, 且 θ 为 67.5° 模型被撞击部位变形尺寸会小于 θ 为 75° 模型;

3) 对于叶片前缘叶型角 θ 为 60° 的模型, 叶片前缘叶型角 θ 与鸟体相对于叶片的撞击角度 α 相同, 鸟体被切开后沿叶型向后飞出, 被切割开的鸟体变形很小, 叶片几乎不会发生变形。

2.3 仿真分析结果

仿真获得不同前缘角度叶片撞击过程见图 14, 撞击过程中鸟体变形情况见图 15, 所有图片提取时间为计算开始后 0.002 s, 按照实际风扇一级转子叶片结构特点定义叶片迎向鸟体的面为背侧, 另一侧为盆侧。不同前缘角度叶片撞击后叶片相对原叶型变形情况见图 16, 图中所有变形都取自撞击后 0.002 2 s 时, 蓝色单元为撞击损伤后叶片, 灰色为撞击前叶片表面二维刚体单元, 即撞击前叶片叶型。叶片相对于原叶型凹陷深度见表 1, 变形值为正表示向背侧凹陷, 变形值为负表示向盆侧凹陷。根据仿真, 得到结果如下:

1) 对于叶片前缘叶型角 θ 分别为 45° 和 52.5° 的模型, 被切割下来的鸟体发生变形破裂, 切割剩余的鸟体未发生明显变形, 叶片被撞击部位变形为正, 表示向背侧凹陷变形, 45° 模型凹陷尺寸为 13.8 mm, 52.5° 模型凹陷尺寸为 7.5 mm, 52.5° 模型被撞击部位凹陷尺寸小于 45° 模型, 仿真结果与预估情况相同;

2) 对于叶片前缘叶型角 θ 分别为 67.5° 和 75° 的模型, 切割剩余的鸟体发生变形破裂, 被切割下的鸟体未发生明显变形, 叶片被撞击部位变形为负, 表示向盆侧凹陷变形, 67.5° 模型凹陷尺寸为 -7.5 mm, 75° 模型凹陷尺寸为 -12.4 mm, 67.5° 模型被撞击部位凹陷尺寸绝对值小于 75° 模型, 仿真结果与预估情况相同;

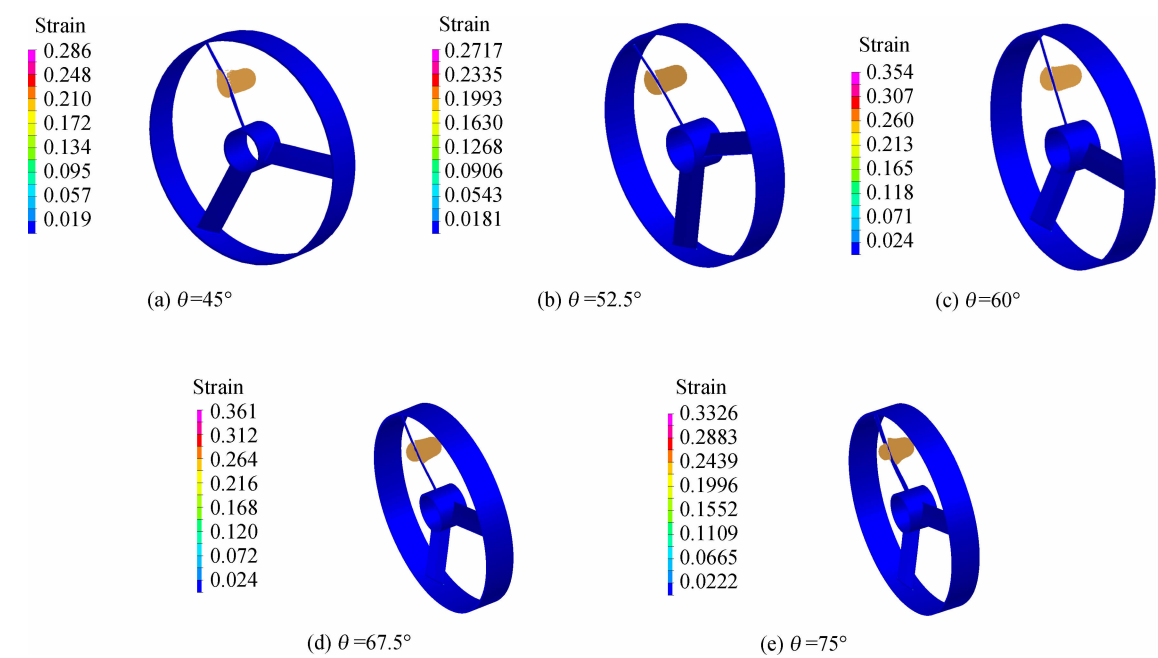


图 14 不同模型鸟撞击过程

Fig. 14 Bird impact processes in different models

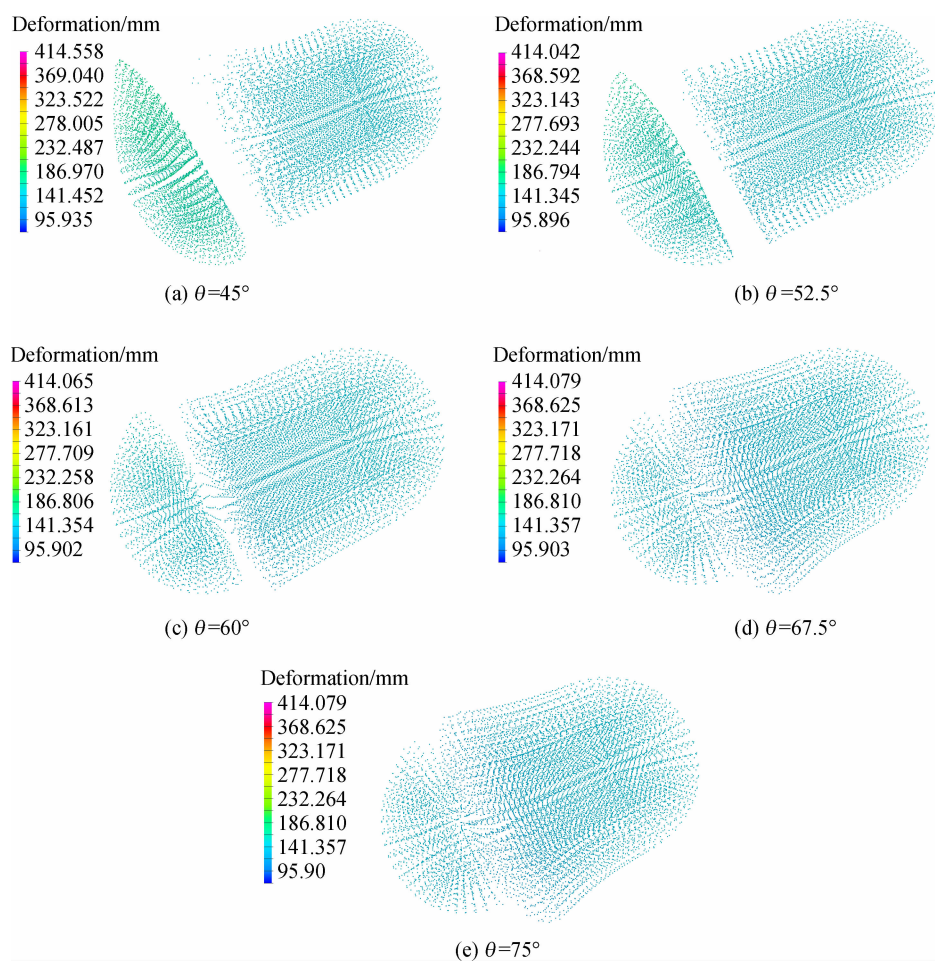


图 15 不同模型鸟撞击过程中鸟体变形情况

Fig. 15 Deformation of birds in different models during bird impact process

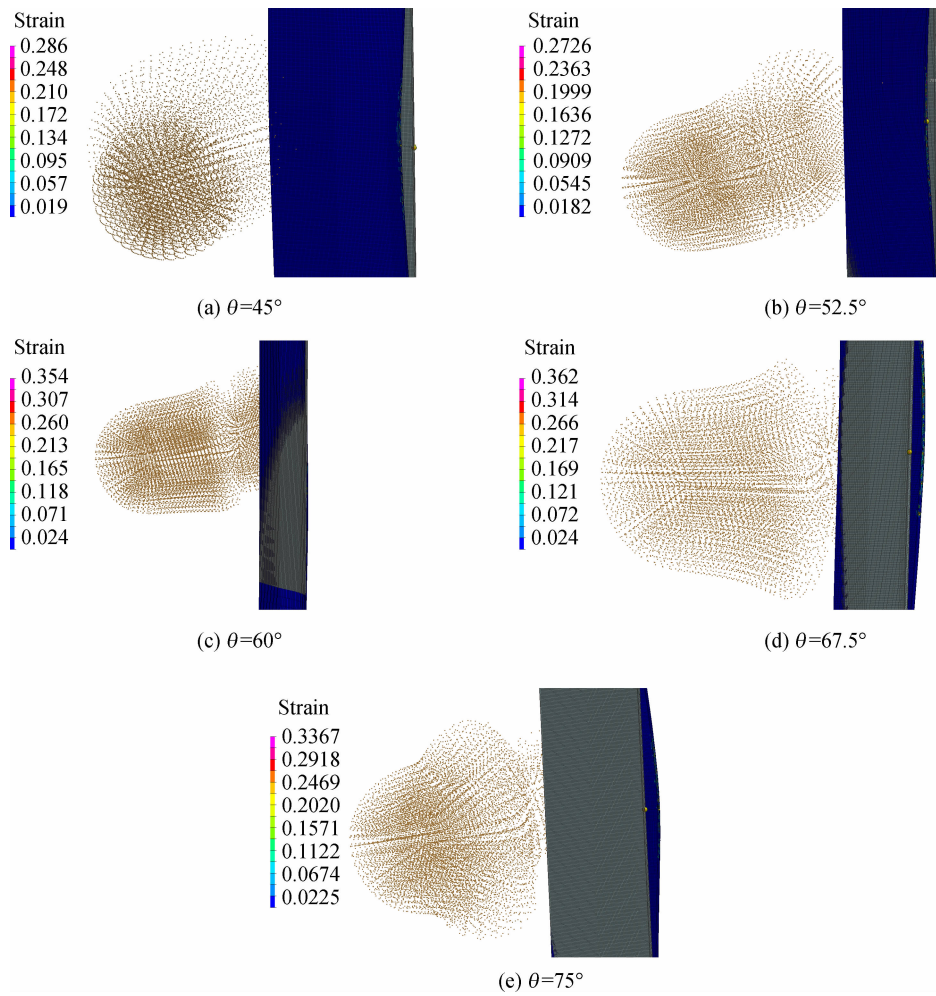


图 16 不同模型鸟撞击过程中叶片变形情况

Fig. 16 Deformation of blades in different models during bird impact processes

表 1 不同模型鸟撞击 0.0022 s 后的叶片凹陷深度

Table 1 Depth of sag in blade after 0.0022 s bird impact of different models

$\alpha/(^{\circ})$	$\theta/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	0.0022 s 时刻叶片 损伤深度/mm
60	45	15	13.8
60	52.5	7.5	7.5
60	60	0	0
60	67.5	-7.5	-7.5
60	75	-15	-12.4

3) 对于叶片前缘叶型角 θ 为 60° 的模型,被切割下的鸟体和切割剩余的鸟体都无明显变形,叶片无明显变形损伤,仿真结果与预估情况相同。

3 发动机风扇叶片抗鸟撞能力设计方法及应用

在撞击工况确定条件下,抗鸟撞能力设计方

法如下:

根据要求的撞击工况,计算撞击半径位置的相对撞击角度 α ,优化前缘角度 θ ,尽量靠近相对撞击角度 α ,减小鸟撞击时的撞击能量,降低叶片损伤程度,提高抗鸟撞击能力。

由于中小涵道比发动机相对大涵道比发动机,风扇一级转子叶片尺寸较小、前缘厚度较薄、物理转速较大,鸟撞时载荷更大且本身结构的抗鸟撞击能力较差,鸟撞损伤相对更严重。同时,中小涵道比风扇一级转子叶片的尺寸也限制了前缘厚度增加的幅度,通过增加前缘厚度大幅提高叶片抗鸟撞击能力的可行性较低。因此,通过调整前缘角度大幅降低高转速下鸟撞击传递到叶片上的载荷,从而提高叶片抗鸟撞击能力的方法,对于中小涵道比发动机具有重要的意义。

在工程设计中叶片气动设计阶段和结构设计初期,通过调整叶片前缘角度 θ 可以有效地提高中小涵道比发动机叶片的抗鸟撞击能力,同时为

降低调整前缘角度导致的叶片气动性能的下降,一方面减小调整范围,只针对撞击能量最大、前缘厚度较薄的部位进行前缘角度调整,其他部位尽量不变;另一方面在调整前缘角度的同时进行叶型截面优化设计。通过以上方法,可在满足气动性能要求的前提下实现抗鸟撞击能力的提升。

为验证通过调整叶片前缘角度提高叶片抗鸟撞能力的正确性,针对某风扇第一级转子叶片开展抗鸟撞击能力优化设计。

3.1 叶片模型及优化设计

针对小涵道比风扇第一级转子叶片,通过调整叶片前缘角度开展抗鸟撞能力优化设计,验证优化设计方法。叶片结构见图 17,为整体叶盘结构,材料为 TC4 钛合金。

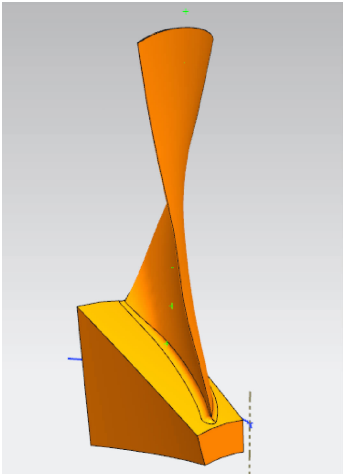


图 17 风扇第一级转子叶片结构
Fig. 17 Blade structure of the first stage fan rotor

假设叶片会受到 1.8 kg 鸟体撞击,撞击工况及原始结构参数如下:鸟体速度 V_1 为 150 m/s,撞击时转子物理转速 ω 为 7 200 r/min,撞击位置半径 R 为 0.35 m,该位置前缘角度 θ 为 51° 。

优化设计过程:根据式(1),被撞击位置的切线速度 V_2 为 264.6 m/s,鸟相对叶片撞击角度 α 为 60° ,此时叶片的前缘角度 θ 为 51° ,小于鸟相对于叶片的撞击角度 $\alpha(60^\circ)$,损伤模式为叶片前缘向背侧凹陷弯曲。为提高叶片抗鸟撞击能力,减小撞击损伤,增加叶片前缘角度来接近鸟相对于叶片的撞击角度 α ,最终调整后的叶片前缘角度 θ 为 56° ,优化前后叶片结构对比见图 18,粉色为未调整前叶型,深蓝色为调整后叶型。

3.2 优化效果分析

采用仿真分析方法验证叶片抗鸟撞击能力优

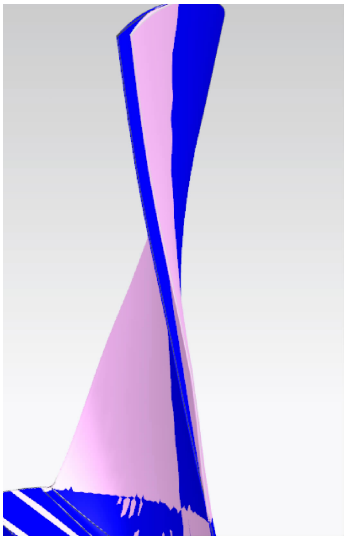


图 18 优化前后叶片叶型对比
Fig. 18 Comparisons of blade profiles before and after optimization

化效果。通过扭转叶身网格等方法保证优化前后叶片叶身单元大小一致,网格模型对比见图 19。为直观显示叶片被撞击后的变形程度,将叶片表面二维单元复制定义为刚体。为减小计算规模,保证撞击工况尽量一致,只计算鸟撞击到的第一个叶片的损伤情况。鸟体选用标准的 1.8 kg 鸟体,最终建立鸟撞击仿真模型见图 20,定义整个转子转速 ω 为 7 200 r/min,鸟体飞行速度 V_1 为 150 m/s,鸟与叶片间定义接触。

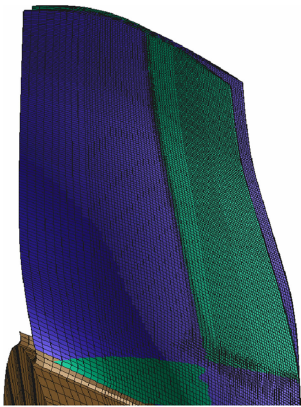


图 19 改进前后叶片网格对比
Fig. 19 Grid comparison of blades before and after improvement

仿真获得被撞击后叶片塑性变形见图 21,提取时间为计算后 0.00139 s,蓝色单元为撞击损伤后叶片,粉色为撞击前叶片表面二维刚体单元,即撞击前原叶片叶型。优化前叶片前缘被撞击部位出现向背侧变形,被撞击部位局部最大塑性应变

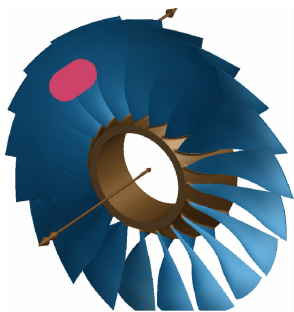
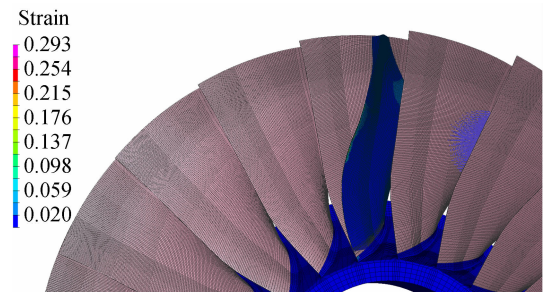
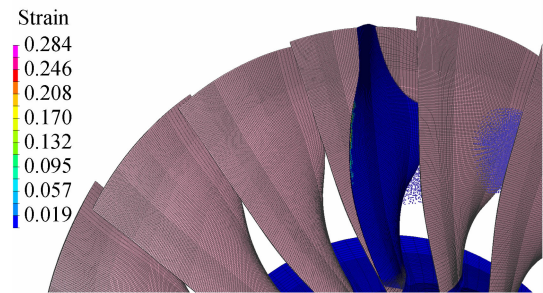


图 20 最终计算模型
Fig. 20 Final computing model



(a) 优化前叶片

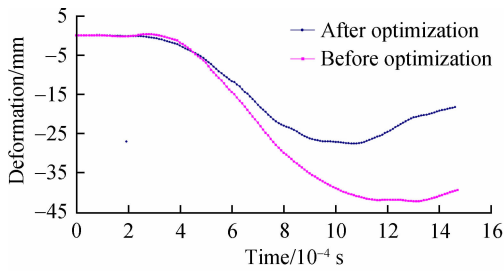


(b) 优化后叶片

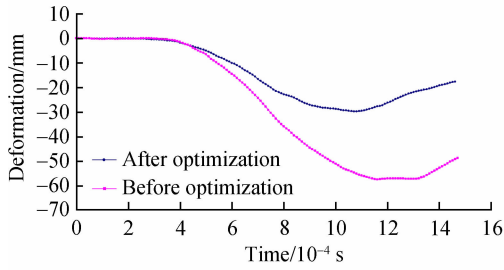
图 21 鸟撞击叶片后叶片局部塑性应变
Fig. 21 Local plastic strain of blades after bird impact on blades

为 0.293,优化后叶片前缘被撞击部位同样出现向背侧变形,被撞击部位局部最大塑性应变为 0.284,叶型优化后最大局部塑性应变降低了 3%。

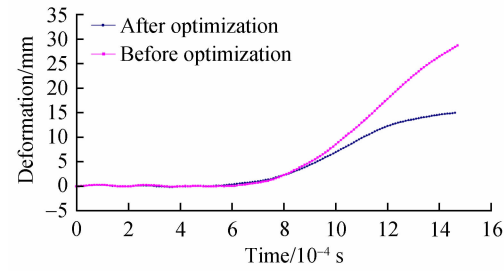
分析叶片被撞击位置三个自由度方向坐标变化曲线见图 22,红色曲线为优化前,蓝色曲线为优化后,坐标变化指相对于原叶型位置坐标发生的偏离,三个自由度方向坐标最大相对变化幅度见表 2。从图 22 中可见,在初始阶段鸟未撞击叶片前,坐标变化全部为零,鸟撞后叶型发生变形,被撞击位置偏离原叶型位置,坐标出现差值,但优化后叶片被撞击位置偏移原叶型坐标变化量明显小于优化前,X、Y、Z 坐标变化量分别降低了 33%、52%和 44%,优化后叶片变形最少降低了



(a) X轴



(b) Y轴



(c) Z轴

图 22 叶型优化前后被撞击位置随撞击时间变化曲线
Fig. 22 Impact location deformation curves with impact time before and after blade profile optimization

表 2 叶型优化前后被撞击位置坐标最大相对变化
Table 2 Impact location maximum relative deformation before and after blade profile optimization

坐标	优化前	优化后	降低幅度/%
X	1	0.67	33
Y	1	0.48	52
X	1	0.56	44

33%,优化效果明显。

4 结 论

本文通过研究,得到结论如下:

1) 风扇第一级转子叶片为发动机抗鸟撞击设计中最关键的零件之一,叶片前缘为发动机抗鸟撞击关键部位,叶片前缘角度是风扇叶片抗鸟撞击关键参数之一。

2) 前缘角度与鸟相对叶片撞击角度的关系决定了叶片损伤模式,影响叶片损伤程度。若前缘角度较大,叶片被撞击部位向盆侧变形;若前缘

角度较小,叶片被撞击部位向背侧变形;若两者相当,鸟体正向撞击前缘,叶片一般无明显变形;前缘角度与鸟相对叶片撞击角度差异越大,叶片损伤变形越大,两者越接近,叶片损伤程度越小。

3) 鸟相对叶片撞击角度由代表撞击工况的鸟的速度、转子转速、撞击位置半径决定,当撞击工况确定后,鸟相对叶片撞击角度确定,叶片的前缘角度决定叶片损伤模式和损伤程度,因此可以通过调整叶片前缘角度尽量接近鸟相对撞击叶片角度,降低叶片损伤程度,提高叶片抗鸟撞击能力。特别对于中小涵道比发动机,在风扇第一级转子叶片气动设计和结构设计初期,未确定最终气动叶型前,可采用该方法评估和优化叶片的抗鸟撞击能力。

4) 针对小涵道比风扇第一级转子叶片,通过调整叶片前缘角度开展抗鸟撞能力优化设计,优化后叶片被撞击部位最大塑性应变和叶片变形明显降低,优化后叶片抗鸟撞击能力得到显著提升。

参考文献:

[1] 陈光. 飞机发动机的防鸟撞设计与试验[J]. 国际航空, 2009(11):63-65.
CHEN Guang. Prevention of bird strike hazards to aero-engines[J]. International Aviation, 2009 (11): 63-65. (in Chinese)

[2] 李玉龙,石霄鹏. 民用飞机鸟撞研究现状[J]. 航空学报, 2012,33(2):189-198.
LI Yulong,SHI Xiaopeng. Investigation of the present status of research on bird impacting on commercial airplanes [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2012. 33(2): 189-198. (in Chinese)

[3] 刘大响,金捷,彭友梅,等. 大型飞机发动机的发展现状和关键技术分析[J]. 航空动力学报,2008,23(6):976-980.
LIU Daxiang,JIN Jie,PENG Youmei,et al. Summarization of development status and key technologise for large air-plane engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23 (6):976-980. (in Chinese)

[4] 吴大观. 发动机吞鸟试验[J]. 航空标准化与质量,1984 (5):29-31.
WU Daguan. Aeroengine swallowing test [J]. Aviation Standardization and Quality, 1984(5): 29-31. (in Chinese)

[5] 葛治美,姜锡明. 军用航空涡喷和涡扇发动机吞鸟试验[J]. 航空发动机,1998,24(1):32-38.
GE Zhimei,JIANG Ximing. Military aviation turbojet and turbofan engine swallowing test[J]. Aeroengine, 1998, 24 (1):32-38. (in Chinese)

[6] BARBER J P,TAYLOR H R,WILBECK J S. Bird impacts forces and pressures on rigid and compliant targets[R]. Dayton,Ohio;US:Air Force Flight Laboratory,1978.

[7] WILBECK J S,BARBER J P. Bird impact loading[J]. The

Shock and Vibration Bulletin,1978,48(2):115-122.

[8] WILBECK J S. Impact behavior of low strength projectiles [R]. US Air Force Materials Laboratory, Wright-Patter-son Air Force Base, AFML-TR-77-134,1978.

[9] BARBER J P,TAYLOR H R,WILBECK J S. Character-ization of bird impacts on a rigid plate:Part 1[R]. US Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, AFFDL-TR-75-5,1975.

[10] 尹晶,高德平,范尔宁. 鸟撞击叶片时的载荷模型[J]. 航空动力学报,1993,8(4):363-367.
YIN Jing,GAO Deping,FAN Erning. The load model of bird impact blade[J]. Journal of Aerospace Power,1993,8 (4):363-367. (in Chinese)

[11] 李清红,高德平. 叶片鸟撞击的理论和实验研究[J]. 航空动力学报,1990,5(4):335-339.
LI Qinghong,GAO Deping. Analytical and experimental investigation of bird impacn on blade[J]. Journal of Aero-space Power,1990,5(4):335-339. (in Chinese)

[12] 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 and Astronautics,2004,36(6):784-786. (in Chinese)

[13] 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 aero-engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2007, 28(4):851-857. (in Chinese)

[14] GUAN Yupu,ZHAO Zhenhua,CHEN Wei. Foreign object damage to fan rotor blades of aeroengine:Part I experi-mental study of bird impact[J]. Chinese Journal of Aero-nautics,2007,20(5):408-414.

[15] 文颖娟. 叶片鸟撞击响应分析模化技术与验证研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2006.
WEN Yingjuan. Parametrization and validity analysis on the response of flat blades due to bird impact[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)

[16] 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 simu-lation of the transient response of blade due to bird impact [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2003,24(6): 531-533. (in Chinese)

[17] 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.

[18] 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. Numerial simulation

study of bird-impact on a blade using SPH method[J]. Journal of Vibration and Shock, 2008, 27(9): 90-93. (in Chinese)

[19] 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 bird stage by fluid-solid coupling method[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 299-304. (in Chinese)

[20] 陈伟,宋迎东,尹晶,等. 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): 122-126. CHEN Wei, SONG Yingdong, YIN Jing, et al. Numerical analysis of blade transient responses to bird impact under centrifugal loadings [J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2): 122-126. (in Chinese)

[21] 张海洋,蔚夺魁,王相平,等. 鸟撞击风扇转子叶片损伤模拟与试验研究[J]. 推进技术, 2015, 36(9): 1382-1388. ZHANG Haiyang, YU Duokui, WANG Xiangping, et al. Numerical and experimental investigation of damage of bird impact on fan blades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(9): 1382-1388. (in Chinese)

[22] 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)

(编辑:叶 青、陈 越)