

风扇叶片鸟撞最危险工况及损伤评估方法

刘松正^{1,2}, 韦日光^{3,1}, 赵迎春^{1,2}, 高 阳^{1,2}, 罗 刚⁴

- (1. 中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵阳 550081;
2. 贵州省航空发动机转子结构完整性全省重点实验室, 贵阳 550081;
3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
4. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 通过建立航空发动机风扇叶片鸟撞过程的数学模型, 提出了一种量化风扇叶片鸟撞损伤的分析方法。基于鸟撞过程的动能和叶片抗鸟撞关键结构参数, 定义了鸟撞等效应力反映风扇叶片鸟撞损伤程度和叶片抗鸟撞能力。对发动机真实风扇叶片在不同工况下的鸟撞损伤进行了系统分析, 明确了不同发动机状态下风扇叶片鸟撞的最危险工况。研究表明: 风扇转速、飞机飞行速度、撞击位置以及叶片前缘角和前缘厚度共同影响风扇叶片的鸟撞损伤; 不同工况下的最危险撞击位置可能不同, 鸟体质量的改变不会影响最危险撞击位置。鸟撞等效应力可快速分析风扇叶片抗鸟撞能力并确定最危险工况, 为设计优化阶段的评估和试验考核方案的选取提供高效分析手段。

关 键 词: 风扇叶片; 鸟撞; 最危险工况; 损伤评估; 数学模型

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Most critical conditions and damage assessment methods for bird strike on fan blades

Liu Songzheng^{1,2}, Wei Riguang^{3,1}, Zhao Yingchun^{1,2}, Gao Yang^{1,2}, Luo Gang⁴

- (1. Guiyang Engine Design Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Guiyang 550081, China;
2. Guizhou Provincial Key Laboratory for Structural Integrity of Aero Engine Rotor,
Guiyang 550081, China;
3. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
4. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: By establishing a mathematical model of the bird strike process of aero engine fan blades, an analytical method to quantify the bird strike damage of fan blades was proposed. Based on the kinetic energy of the bird strike process and the key structural parameters of the blade's resistance to bird strike, the equivalent stress of bird strike was defined to reflect the damage level of the fan blades and their resistance to bird strike capability. And a systematic analysis of bird strike damage to the actual fan blades of an engine under different working conditions was conducted, clarifying the most critical working conditions for bird strike on fan blades under different engine states. The research shows that the fan rotate

收稿日期: 2024-10-09

作者简介: 刘松正(1995—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机结构强度与振动研究。

通信作者: 高阳(1979—), 男, 研究员, 博士, 主要从事航空发动机结构强度寿命与可靠性研究。E-mail: buaagy@sina.com

引用格式: 刘松正, 韦日光, 赵迎春, 等. 风扇叶片鸟撞最危险工况及损伤评估方法[J]. 航空动力学报, 2026, 41(X): 20240685. Liu Songzheng, Wei Riguang, Zhao Yingchun, et al. Most critical conditions and damage assessment methods for bird strike on fan blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(X): 20240685.

speed, aircraft flight speed, as well as the blade leading edge angle and thickness all jointly influence the bird strike damage to fan blades. The most critical impact position under different working conditions may vary. Changes in the mass of the bird do not affect the most critical impact position. The equivalent stress of bird strike can quickly analyze the resistance of fan blades to bird strike and determine the most critical working conditions, providing an efficient analytical tool for the evaluation during the design optimization phase and the selection of test assessment schemes.

Keywords: fan blades; bird strike; most critical conditions; damage assessment; mathematical model

航空发动机在飞机起飞或降落过程中常面临鸟类撞击的威胁。由于发动机转速高、飞机飞行速度快,鸟类的撞击不仅影响发动机性能,甚至可能引发严重的飞行安全事故^[1-3]。因此,各国的发动机适航规章和通用规范都制定了航空发动机整机吞鸟试验的规定^[4-7]。考虑到风扇叶片在鸟撞事件中的高风险性,研究风扇叶片鸟撞的最危险工况,掌握风扇叶片抗鸟撞关键结构参数、发动机状态、飞机飞行速度和撞击位置对风扇叶片损伤的影响规律,对于优化风扇叶片抗鸟撞能力和制定整机吞鸟试验方案有重要意义^[8-10]。

随着仿真技术和试验方法的发展,国内外学者针对影响撞击结果的关键因素和预测撞击后风扇叶片损伤的方法开展了大量研究。例如,马力等^[11]通过计算鸟撞击风扇叶片不同位置的概率及仿真计算得到的塑性应变结果,确定叶尖为最易受损部位;罗刚等^[8]综合数值仿真结果,分析鸟速、风扇转速、撞击位置等关键参数对鸟撞数值模拟结果的影响,得到各个状态下的综合损伤参数;郭鹏等^[12]通过 CT 扫描构建更真实的鸟体模型,仿真分析了鸟类在不同姿态和撞击位置下对风扇叶片损伤的影响;刘志强等^[13]通过仿真分析撞击后的风扇叶片应力、应变和变形,依次分析了鸟撞事件中最危险撞击位置,最危险鸟速和最危险风扇转速;汪松柏等^[10]通过光滑粒子流体动力学(SPH)方法以及 LS-Dyna 显式动力学软件分析,指出增加前缘厚度可以提升叶片的抗撞击性能。张海洋等^[14]通过仿真和试验研究了风扇叶片的鸟撞过程及损伤模式,指出风扇叶片的撞击薄弱部位为前缘和凸肩工作面;刘璐璐等^[15]研究了三维编织复合材料风扇叶片的损伤机理,通过仿真和试验发现鸟体撞击 70% 叶高时,叶片产生了最大弯曲角度,其次是撞击 90% 叶高。

上述研究工作极大推动了对鸟撞过程的物理本质理解,但工程中尤为关注鸟撞带来的损伤评

价和危险工况确认的问题。由于仿真设置和初始条件的不同,导致损伤评价指标如有效塑性应变、塑性应变区域和最大等效应力存在差异,因此,有学者建立了简洁普适的数学模型描述风扇叶片鸟撞过程及叶片损伤。例如张闻东^[16]运用弹丸非理想撞击模型研究了风扇叶片受撞击损伤机理,分析风扇叶片鸟撞受力和能量的传递关系;张海洋等^[9]基于经典叶栅切割模型,建立了一种风扇叶片鸟撞的理论分析方法,将鸟撞类型分为鸟速相对发动机转速较大、较小和相近的 3 种情况,指出叶片前缘角是影响抗鸟撞能力的关键结构参数;刘洋等^[17]通过鸟撞部件试验得到小样本数据和动载荷计算数学模型,建立损伤预测响应面,预测和量化在可接受安全范围内的叶片损伤及趋势。

上述分析方法存在风扇叶片结构特征与鸟撞损伤评价关联弱,分析方法复杂不适用于工程运用的不足。本文提出了一种基于能量分析的评估方法,旨在进一步明确风扇叶片鸟撞的最危险工况,快速分析并量化风扇叶片鸟撞损伤程度。通过真实风扇部件的鸟撞仿真分析,验证理论分析结果的准确性和可靠性。本文研究内容可为航空发动机风扇叶片抗鸟撞能力的设计优化和试验方案的选取提供快速评估工具和理论参考依据。

1 风扇叶片鸟撞模型及危险速度分析

本文针对发动机风扇转速相对飞机飞行速度较大,鸟体飞向叶片盆侧压力面,并与叶片前缘发生碰撞的情形^[14]。通过分析鸟体与风扇叶片发生撞击时的动能,假定叶片为刚体,结合物理和几何关系,建立了风扇叶片鸟撞数学模型。由于鸟体与叶片之间的摩擦力远小于撞击力,因此在分析过程中忽略了叶片与鸟体之间的摩擦力^[17-18]。

1.1 风扇叶片鸟撞事件的数学建模

如图 1 所示,风扇叶片以角速度 ω 绕发动机

中心轴线 x 轴顺时针旋转。由于鸟类飞行速度远小于飞机飞行速度,通常忽略鸟的飞行速度,将飞机飞行速度作为撞击过程中鸟体与飞机的相对速度。因此,鸟体以相对飞机飞行速度 v 沿发动机轴向被吸入,与风扇叶片发生撞击,撞击位置位于沿发动机轴线转动半径 r 处,该位置叶片的线速度为 $v_b = \omega r$,叶片前缘与 x 轴的夹角(叶片前缘角)为 α 。如图2所示,将鸟体相对飞机的飞行速度 v 和撞击位置的叶片线速度 v_b 分解至该位置叶盆面的法向和切向($x'y'$ 坐标系),分解至叶盆面法向的速度分量差即为鸟体与叶片的相对撞击速度 $v_c = v_{bn} - v_n$ 。

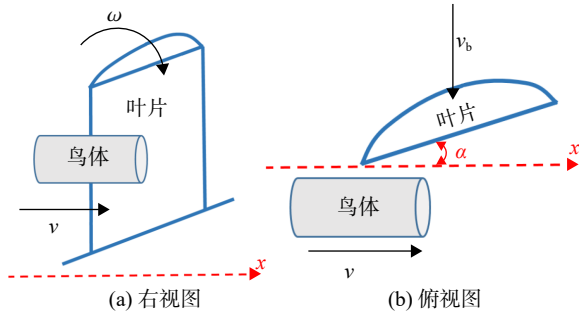


图1 风扇叶片鸟撞理论分析模型

Fig. 1 Theoretical analysis model for fan blade bird strike

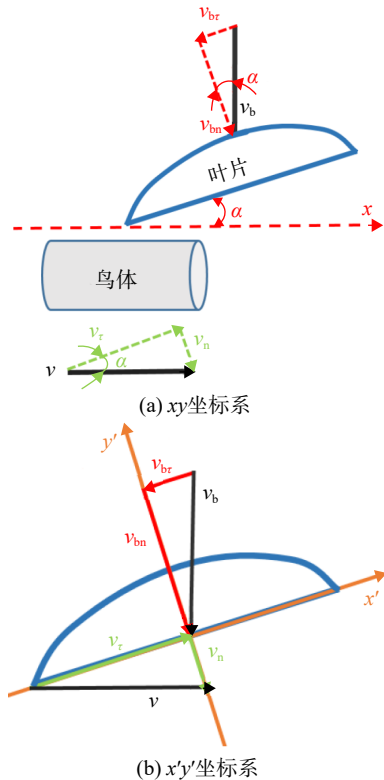


图2 鸟体与风扇叶片相对撞击速度

Fig. 2 Relative impact velocity between the bird and fan blade

被叶片切割分开的鸟体与风扇叶片撞击的能量表达式如下:

$$E_c = \frac{1}{2} m_c v_c^2 \quad (1)$$

$$v_c = v_{bn} - v_n = \omega r \cos \alpha - v \sin \alpha \quad (2)$$

其中 E_c 为撞击能; m_c 为与叶片发生撞击的鸟体质量; v_c 为鸟体与风扇叶片的相对撞击速度; v_{bn} 为叶片线速在叶盆面法向的分量; v_n 为鸟速在叶盆面法向的分量。

从式(1)可以看出,撞击能 E_c 的大小不仅取决于鸟体与风扇叶片的相对撞击速度 v_c ,还取决于与叶片发生撞击的鸟体质量 m_c 。由于转子转速、鸟的大小和叶片疏密的不同,鸟与风扇叶片撞击的最大质量也不相同^[19]。鸟体模型是长径比(长度 l 与直径 d 的比值) $2:1$ 建立的圆柱体。如图3所示,鸟撞事件中可能的最大撞击质量是当鸟体进入风扇旋转区域时(t_0 时刻),刚好擦过1号叶片前缘叶背面,鸟体继续沿发动机轴向飞行,2号叶片与鸟体发生撞击的对应质量(t_1 时刻)。最大撞击质量为鸟体进入风扇旋转区域长度为 l_1 的部分。

将可能撞击的最大鸟体质量式(3)和鸟体与风扇叶片的相对撞击速度式(2)代入撞击能表达式(1)中,可得到式(4):

$$m_c = \frac{v(t_1 - t_0)}{l} m = \frac{2\pi v m}{n\omega l} \quad (3)$$

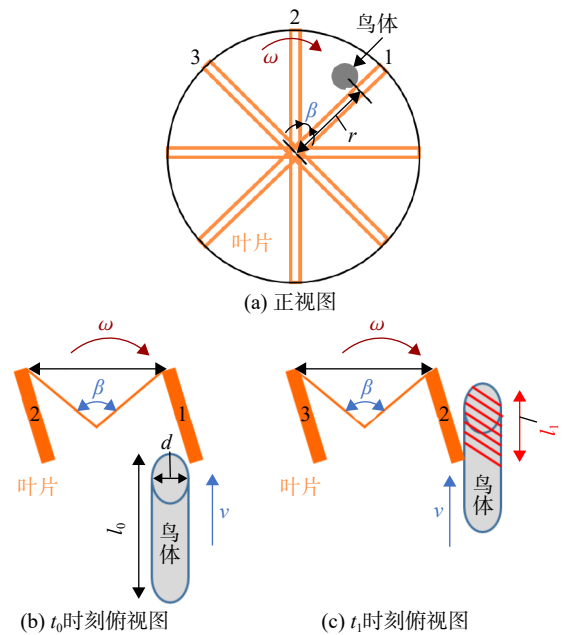


图3 可能最大撞击质量

Fig. 3 The maximum possible impact mass

$$E_c = \frac{\pi v m}{n \omega l} (\omega r \cos \alpha - v \sin \alpha)^2 \quad (4)$$

其中 n 为转子叶片数; m 为鸟体质量。

1.2 最危险飞行速度分析

通过式(4)可知撞击能 E_c 是关于飞机飞行速度 v 的三次函数, 以飞机飞行速度 v 为函数变量, 其他参数为常数, 存在撞击能 E_c 关于飞机飞行速度 v 的极值问题, 将撞击能 E_c 表达为三次函数如下:

$$E_c(v) = av^3 + bv^2 + cv \quad (5)$$

$$a = D \sin^2 \alpha \quad (6)$$

$$b = -2D\omega r \sin \alpha \cos \alpha \quad (7)$$

$$c = D(\omega r \cos \alpha)^2 \quad (8)$$

$$D = \frac{2\pi m}{n\omega l} \quad (9)$$

各参数具有实际物理意义为正值, 除叶根部分位置叶片前缘角小于 0° , 其他位置叶片前缘角小于 90° 大于 0° , $\sin \alpha$ 和 $\cos \alpha$ 位于第一象限其值为正, 可判断 $a > 0$, $b < 0$, $c > 0$ 。对一元三次函数进行图像性质分析可知此时函数图像如图 4 所示, 可以看出飞机飞行速度 v 在 $(0, v_2)$ 区间内撞击能 E_c 存在极大值, 此时飞机飞行速度 v_1 为最危险飞行速度。在鸟撞位置 r 不变的情况下, 最危险飞行速度 v_1 只与风扇转速 ω 有关, 与鸟的质量和大小无关。根据三次函数性质, 最危险飞行速度 v_1 和最危险飞行速度区间终点 v_2 的表达式如下:

$$v_1 = \frac{v_b}{3 \tan \alpha} = \frac{\omega r}{3 \tan \alpha} \quad (10)$$

$$v_2 = \frac{v_b}{\tan \alpha} = \frac{\omega r}{\tan \alpha} \quad (11)$$

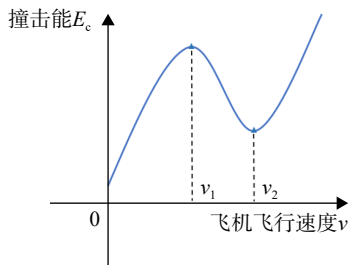


图 4 撞击能与飞机速度函数图像

Fig. 4 Graph of impact energy as a function of aircraft velocity

需要说明的是, 本文分析时假定了叶片为刚体, 在撞击过程中不会产生开口、卷曲和变形。然而实际鸟撞事件中, 风扇叶片在受到鸟类撞击

后会发生变形, 其前缘角 α 也会随之减小。从式(10)和式(11)可以看出, 前缘角 α 的减小会导致最危险飞行速度 v_1 和其区间终点 v_2 增大。下面通过飞机飞行速度 v 与撞击能 E_c 的一元三次函数性质进行最危险速度分析。

现代风扇设计中常用的叶尖切线速度范围为 $250 \sim 500$ m/s, 易发生鸟撞事件的飞机飞行速度范围为 $100 \sim 300$ m/s^[20-22], 假定受鸟撞前叶尖前缘角 α 为 50° , 而在鸟撞过程中叶尖变形, 前缘角 α 减小至 20° 。根据式(10)可以得到考虑鸟撞叶片变形前后的最危险飞行速度 v_1 , 结果如表 1 所示。可以看出, 鸟撞导致叶片变形使得最危险飞行速度 v_1 增大, 且大概率超过了飞机的实际飞行速度。考虑鸟撞过程中叶片的变形后, 表现出在飞机实际飞行速度内, 飞行速度越大, 风扇叶片鸟撞损伤程度越严重的单调递增规律, 这与工程经验和实际认识相符。

表 1 考虑鸟撞叶片变形前后的最危险飞行速度

Table 1 Consider the most critical flight speed before and after bird strike blade deformation

叶尖线速度 v_b /(m/s)	考虑叶片变形前后 叶尖前缘角 $\alpha/(^\circ)$	最危险飞行速度 v_1 /(m/s)
250	50	70
	20	229
500	50	140
	20	458

2 鸟撞等效应力的定义

基于鸟撞事件中动能关系定义的撞击能只能反映鸟体与风扇叶片的撞击程度。要进一步描述并评估鸟撞事件中的最危险工况, 还需通过叶片的抗鸟撞关键结构参数, 将撞击能与风扇叶片的结构损伤相关联。本文通过引入叶片前缘厚度 q , 类比应力定义鸟撞等效应力 C 来描述风扇叶片受鸟撞的损伤程度。通过量纲分析, 将撞击能 E_c ($\text{N} \cdot \text{m}$) 与撞击处叶片前缘厚度 q 的三次方 (m^3) 的比值定义为鸟撞等效应力 (N/m^2), 表达式如下:

$$C = E_c / q^3 \quad (12)$$

通过鸟撞等效应力的大小, 可以量化风扇叶片在鸟撞事件中的损伤程度。对于采用相同材料的叶片而言, 鸟撞等效应力越大, 叶片在鸟撞后产生的变形就越显著, 从而可能导致更严重的危害影响。利用鸟撞等效应力可以快速评估不同工

况下风扇叶片的鸟撞损伤程度及其最危险工况; 在相同工况条件下, 鸟撞等效应力的相反数可作为叶片抗鸟撞刚度的量化指标, 以定量评估不同叶型的抗鸟撞能力。因此, 鸟撞等效应力可为风扇叶片设计阶段的抗鸟撞能力优化以及试验阶段的考核方案制定提供高效的分析工具和理论依据。

为描述真实叶片任一高度的前缘角 α 和前缘厚度 q , 需要获取叶片各特征截面的叶型参数。通过已知的叶型特征截面参数: 前缘角 θ 和前缘厚度 χ , 对任一高度的叶片前缘角 α 和前缘厚度 q 进行一次多项式插值拟合。得到任一高度的叶片前缘角表达式如下:

$$\alpha = k(r-h) + \theta \quad (13)$$

前缘厚度表达式如下:

$$q = g(r-h) + \chi \quad (14)$$

其中 h 为已知的特征截面叶片高度; k 为插值得到的前缘角系数; g 为插值得到的前缘厚度系数; r 为叶片对应高度的转动半径。

通常越靠近叶尖叶片的前缘角 α 越大, 越靠近叶根叶片的前缘厚度 q 越大。

将任一高度的叶片前缘角式(13)和前缘厚度

式(14)代入式(12), 得到考虑叶型结构参数的鸟撞等效应力表达式如下:

$$C = \frac{E_c}{q^3} = \frac{\pi v m}{n \omega l [g(r-h) + \chi]^3} \cdot \{\omega r \cos[k(r-h) + \theta] - v \sin[k(r-h)] + \theta\}^2 \quad (15)$$

3 风扇叶片鸟撞最危险工况及损伤评估

风扇叶片鸟撞仿真分析方法的准确性已得到充分验证^[13-14, 23], 本文通过数值仿真结果来验证鸟撞等效应力的有效性。采用 LS-Dyna 软件建立真实风扇叶片鸟撞的显式动力学模型, 风扇叶片材料模型通过动态力学试验进行标定^[24], 仿真结果与整机吞鸟试验吻合较好^[25]。基于这些验证和试验, 对各工况下的鸟撞损伤进行了仿真分析。其中, 鸟体质量为 350 g, 模型为长径比 2:1 的圆柱体, 采用 SPH 方法建模; 风扇叶片采用六面体实体单元, 风扇叶片材料 TC6 采用经过标定的 Johnson-Cook 本构模型。根据 GJB 241A-2010^[4] 选取可能发生鸟撞的发动机状态 A、B、C 进行分析评估, 并对可能发生鸟撞的低空突防状态 D 进行分析, 各状态下参数如表 2 所示。

表 2 各状态下发动机风扇转速及飞机飞行速度

Table 2 Engine fan rotate speed and aircraft flight speed in various conditions

状态	工况	风扇转速/(rad/s)	叶尖线速度/(m/s)	叶根线速度/(m/s)	飞机飞行速度/(m/s)
A	初始爬升	1 050	399	153	100
B	3 000 m 内巡航	950	361	138	160
C	1 500 m 内下滑	890	338	130	70
D	低空突防	1 100	418	160	300

如图 5 所示, 通过计算不同状态下不同撞击位置对应的鸟撞等效应力, 确定了各工况下的最危险撞击位置。计算结果表明, 状态 A 和状态 C 在撞击 81% 叶高处的鸟撞等效应力最大, 最危险撞击位置为 81% 叶高处; 状态 B 在撞击 75% 叶高处的鸟撞等效应力最大, 最危险撞击位置为 75% 叶高处; 状态 D 在撞击叶尖处的鸟撞等效应力最大, 最危险撞击位置为叶尖。

1) 最危险工况分析: 在状态 A、B、C、D 下, 350 g 鸟撞击 80% 叶高时的有效塑性应变云图如图 6 所示。从图中可以看出, 撞击位置在 80% 叶高时, 状态 A 的损伤最为严重, 有 5 片叶片受损明显, 其中 4 片叶片出现开口; 状态 C 次之, 有 5

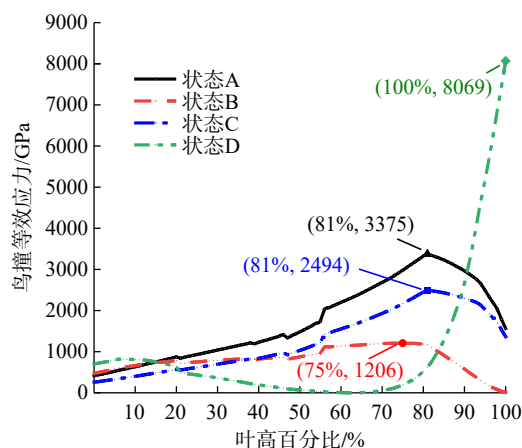


图 5 不同工况下的最危险撞击位置

Fig. 5 The most critical impact locations under different working conditions

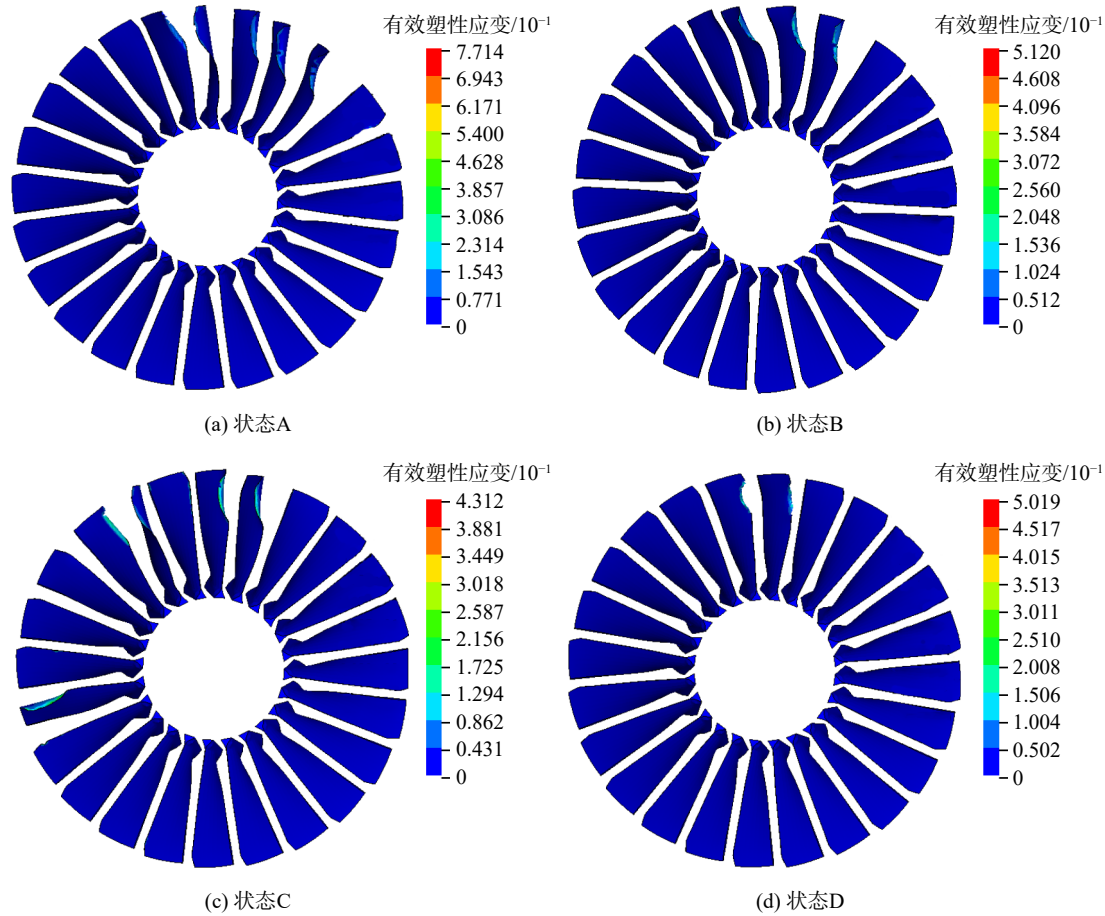


图 6 鸟撞 80% 叶高各状态下有效塑性应变云图

Fig. 6 Contour diagram of effective plastic strain under various conditions at 80% blade height during bird strike

叶片受损明显, 仅有 2 片叶片出现开口, 且开口程度小于状态 A; 状态 B 有 3 片叶片受损, 其中 1 片叶片出现开口; 状态 D 有 2 片叶片受损, 其中 1 片叶片出现凹坑。采用仿真与鸟撞等效应力分析不同工况下的鸟撞损伤程度, 得到的结果一致。

2) 最危险撞击位置分析: 在状态 B 下, 350 g 鸟撞击 80%、75% 和 70% 叶高时的有效塑性应变

云图如图 7 所示。从图中可以看出, 状态 B 下, 撞击 75% 叶高时的损伤最为严重, 有 4 片叶片受损, 其中 2 片叶片出现开口; 撞击 80% 叶高时有 3 片叶片受损, 其中 1 片叶片出现开口; 鸟撞 70% 叶高时有 3 片叶片受损, 其中 1 片叶片出现开口。采用仿真与鸟撞等效应力分析不同撞击位置的鸟撞损伤程度, 得到的结果一致。

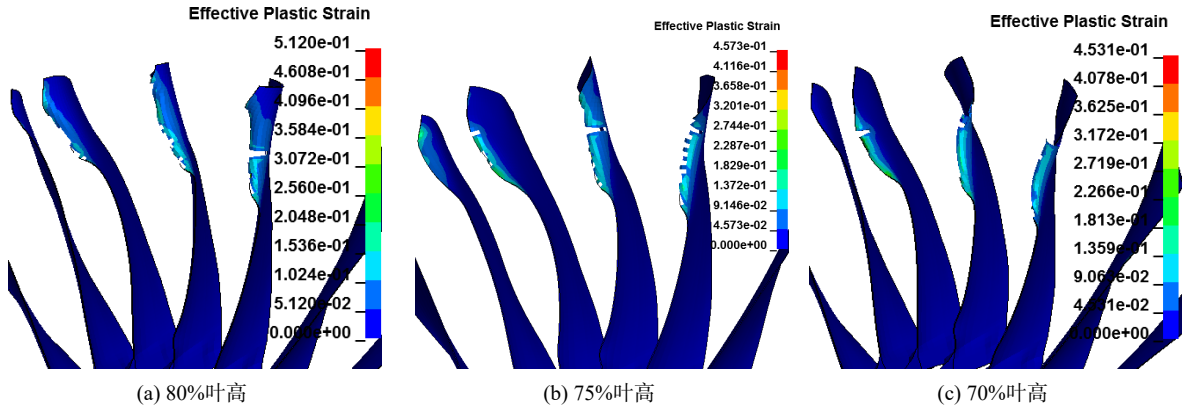


图 7 状态 B 下不同撞击位置有效塑性应变云图

Fig. 7 Contour diagram of effective plastic strain at different impact locations under condition B

3) 飞机飞行速度的影响分析: 为研究不同飞机飞行速度对风扇叶片鸟撞损伤的影响, 在状态 A 转速下 350 g 鸟以 80、100 m/s 和 120 m/s 的速度撞击 80% 叶高。表 3 展示了鸟撞等效应力及仿真过程中叶片与鸟之间的最大撞击力。结果表明, 飞机飞行速度越快, 叶片与鸟之间的最大撞击力也越大, 撞击程度也更加剧烈。然而, 鸟撞等效应力呈现出相反趋势。在相同或相近转速下, 鸟撞等效应力未能正确反映风扇叶片的鸟撞损伤程度。但是, 最大撞击力与叶片前缘厚度无关, 因此在评价不同撞击位置的鸟撞损伤和不同叶型的抗鸟撞能力时, 无法提供有效的指导。

在状态 A、B、C、D 的转速下, 飞机以 100 m/s

表 3 状态 A 下不同飞机飞行速度鸟撞损伤指标对比

Table 3 Comparison of bird strike damage indicators at different aircraft flight speeds under condition A

飞机飞行速度/ (m/s)	鸟撞等效应力/ GPa	最大撞击力/ kN
80	3 404	44
100	3 326	67
120	3 013	72

的速度飞行, 350 g 鸟撞击 80% 叶高时的鸟撞等效应力和有效塑性应变如表 4 所示。可以看出状态 D 鸟撞等效应力最大, 状态 A 次之, 状态 B 再次之, 状态 C 最小; 有效塑性应变为状态 A 最大, 状态 B 次之, 状态 C 再次之, 状态 D 最小。仿真得到各状态下风扇叶片鸟撞后叶片开口的局部特写如图 8 所示。可以看出, 状态 D 下鸟撞后叶片的开口程度最大, 状态 A 次之, 状态 B 再次之, 状态 C 最小, 与鸟撞等效应力分析得到的结果一致, 与有效塑性应变的分析结果不符。由于有效塑性应变无法反映单元失效的多少, 在叶片出现开口、掉块、断裂等情况时, 有效塑性应变不能作为反映鸟撞损伤程度的量化指标。

表 4 100 m/s 速度不同状态下鸟撞损伤指标对比

Table 4 Comparison of bird strike damage indicators at 100 m/s under different conditions

状态	鸟撞等效应力/GPa	有效塑性应变
A	3 326	0.77
B	2 608	0.62
C	2 193	0.57
D	3 695	0.53

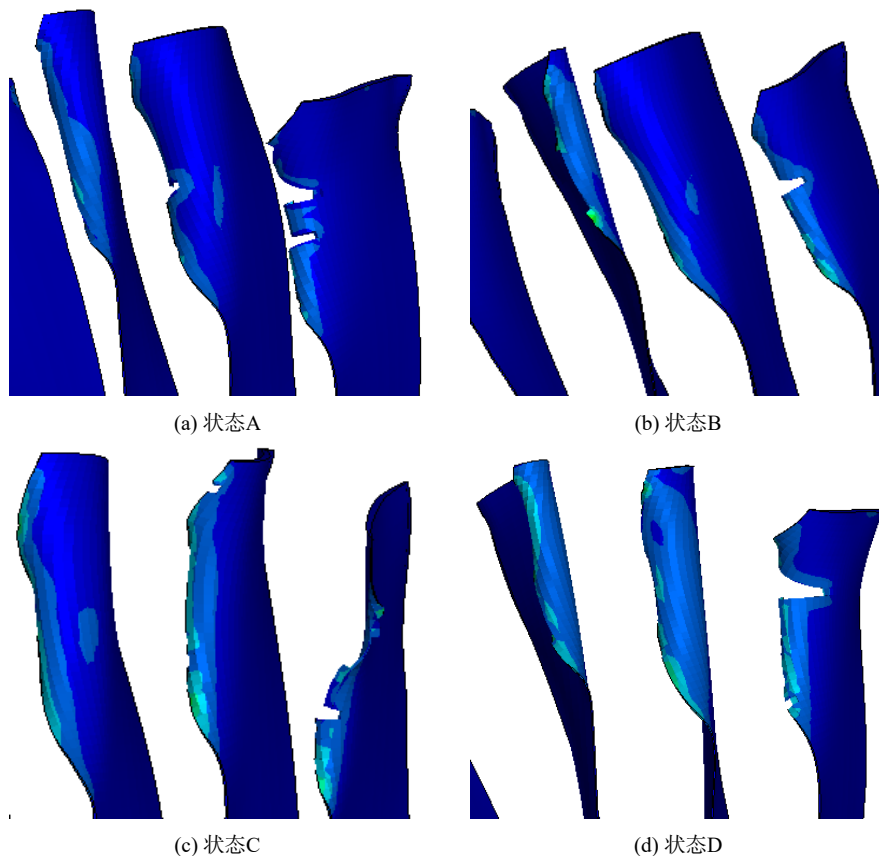


图 8 鸟撞 80% 叶高各状态下叶片开口局部特写

Fig. 8 Close-up of the blade opening at 80% blade height under various states of bird strike

在根据能量和叶片抗鸟撞关键结构参数定义鸟撞等效应力的过程中,将叶片假设为刚体,该假设与实际情况不符。导致在分析飞机飞行速度对风扇叶片鸟撞损伤的影响时存在局限性。在风扇转速相同或相近的情况下,鸟撞等效应力未能正确反映不同飞行速度对叶片鸟撞损伤程度的影响;在分析不同发动机状态,风扇转速相差较大的情况下。由于叶片受鸟撞位置的线速度通常大于飞机飞行速度,风扇转速的作用比飞机飞行速度对鸟撞损伤程度的影响更大。因此,在分析易发生鸟撞事件的典型发动机状态下,鸟撞等效应力能正确反映风扇叶片鸟撞的最危险工况及其损伤程度。

4) 鸟体质量的影响分析: 根据鸟撞等效应力的表达式(式(15)), 在相同工况下, 鸟体质量的

变化不会改变风扇叶片鸟撞的最危险撞击位置。[表 5](#) 对比了状态 A 下 100、350 g 和 1 000 g 鸟撞击 80%、70% 和 60% 叶高的鸟撞等效应力和仿真得到的有效塑性应变。其中, 100、350 g 和 1 000 g 鸟撞击 80% 叶高的有效塑性应变云图如[图 9](#)所示。从[表 5](#) 和[图 9](#) 可以看出, 100、350 g 和 1 000 g 鸟撞击 80% 叶高时产生的有效塑性应变最大; 100g 鸟撞击 80% 叶高时有 4 片叶片受损, 其有效塑性应变为 0.52; 350 g 鸟撞击 80% 叶高时有 5 片叶片受损, 其有效塑性应变为 0.77; 1 000 g 鸟撞击 80% 叶高时有 8 片叶片受损, 其有效塑性应变为 1.25。鸟撞等效应力和仿真分析得到的趋势一致: 鸟体质量的增加会导致叶片损伤数量增加, 且损伤程度增大。但不会改变该发动机状态下的最危险撞击位置。

表 5 状态 A 下不同质量鸟撞损伤指标对比
Table 5 Comparison of bird strike damage indicators for different bird masses under condition A

质量/g	损伤指标	撞击叶高/%		
		80	70	60
100	鸟撞等效应力/GPa	1 443	1 164	954
	有效塑性应变	0.52	0.45	0.39
350	鸟撞等效应力/GPa	3 326	2 684	2 199
	有效塑性应变	0.77	0.60	0.45
1 000	鸟撞等效应力/GPa	6 697	5 404	4 427
	有效塑性应变	1.25	0.68	0.49

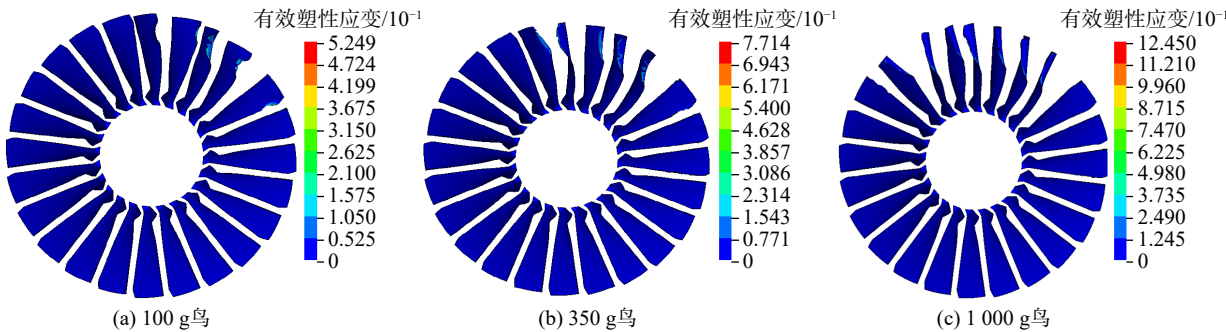


图 9 状态 A 下不同质量的鸟撞击 80% 叶高的有效塑性应变云图
Fig. 9 Effective plastic strain contour diagram for bird strikes at 80% blade height in condition A for different bird masses

4 结 论

本文通过对风扇叶片鸟撞过程及其数学模型的研究, 定义了鸟撞等效应力描述叶片抗鸟撞能力, 并评估最危险鸟撞工况, 得出以下结论:

1) 风扇叶片鸟撞损伤的关键影响因素包括风扇转速、飞机飞行速度、撞击位置以及叶片前

缘角和前缘厚度。这些因素相互耦合, 因此在分析发动机风扇叶片鸟撞的最危险工况和最危险撞击位置时, 必须综合考虑这些因素的影响。

2) 在初始爬升状态(状态 A)转速下, 350 g 鸟以 80、100 m/s 和 120 m/s 的速度撞击 80% 叶高。此时, 叶片与鸟之间的最大撞击力分别为 44、67 kN 和 72 kN, 而鸟撞等效应力为 3 404、3 326 GPa 和

3 013 GPa。可以看出, 两者趋势相反。由于鸟撞等效应力将叶片视为刚体, 因此在相同或相近的风扇转速下, 采用鸟撞等效应力分析不同飞机飞行速度对鸟撞损伤程度的影响可能与实际不符。

3) 不同工况下, 风扇叶片鸟撞的最危险撞击位置有所不同。最危险撞击位置受风扇转速、飞机飞行速度以及叶片前缘角和前缘厚度的影响, 而与鸟的大小和质量无关。鸟体质量的增加会导致叶片损伤数量和损伤程度的增加, 但不会改变风扇叶片鸟撞的最危险位置。

4) 采用鸟撞等效应力分析方法, 可以快速评估易发生鸟撞的典型工况下, 不同风扇转速、不同撞击位置以及不同鸟体大小的风扇叶片损伤程度。这种方法不仅可以在风扇叶片抗鸟撞初步设计阶段进行量化分析, 快速评估风扇叶片的抗鸟撞能力, 还可以在试验阶段为制定风扇部件鸟撞摸底试验方案和整机吞鸟考核试验方案提供参考。

参考文献:

- [1] 陈伟, 刘璐璐, 宣海军, 等. 突加高能载荷作用下航空发动机结构动态响应及安全性综述[J]. 推进技术, 2020, 41(9): 2099-2119.
Chen Wei, Liu Lulu, Xuan Haijun, et al. Review on dynamic response and safety of engine structure under sudden high energy load [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(9): 2099-2119. (in Chinese)
- [2] Yang Pingping, Yue Wenhui, Li Jian, et al. Review of damage mechanism and protection of aero-engine blades based on impact properties[J]. Engineering Failure Analysis, 2022, 140: 106570.
- [3] 刘永泉, 罗刚, 张海洋, 等. 航空发动机风扇叶片鸟撞研究进展[J]. 航空动力学报, 2025, 40(3): 20220653.
Liu Yongquan, Luo Gang, Zhang Haiyang, et al. Research progress on bird impact of aero-engine fan blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(3): 20220653. (in Chinese)
- [4] 程卫华, 杨士杰, 魏德明, 等. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范: GJB 241A-2010[S]. 北京: 空军装备研究院装备总体论证研究所, 2010: 25-26.
- [5] 中国民用航空局. 中国民用航空规章 CCAR-33R2 航空发动机适航规定[S]. 北京: 中国民用航空总局, 2012: 20-24.
- [6] 魏海涛, 刘涛, 薛文鹏. 航空发动机吞鸟试验要求与验证[J]. 航空发动机, 2021, 47(增刊 1): 69-75.
Wei Haitao, Liu Tao, Xue Wenpeng. Requirements and verification on bird ingestion test of aeroengine[J]. Aeroengine, 2021, 47 (Suppl.1): 69-75. (in Chinese)
- [7] 张清, 沈锡钢, 牛坤, 等. 航空发动机吞鸟要求的发展[J]. 航空发动机, 2023, 49(4): 54-67.
Zhang Qing, Shen Xigang, Niu Kun, et al. Development process of bird ingestion requirements of aeroengine[J]. Aeroengine, 2023, 49(4): 54-67. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 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. (in Chinese)
- [10] 汪松柏, 牛潇, 霍嘉欣, 等. 航空发动机风扇转子叶片抗鸟撞改进设计[J]. 航空动力学报, 2024, 39(2): 20230494.
Wang Songbai, Niu Xiao, Huo Jiaxin, et al. Improved design for anti-bird impact of aero-engine fan rotor blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(2): 20230494. (in Chinese)
- [11] 马力, 姜甲玉, 薛庆增. 航空发动机第 1 级风扇叶片鸟撞研究[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 65-69.
Ma Li, Jiang Jiayu, Xue Qingzeng. Research on bird impact of aeroengine first stage fan[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 65-69. (in Chinese)
- [12] 郭鹏, 刘志远, 张桂昌, 等. 鸟撞过程中撞击位置与撞击姿态对风扇叶片损伤影响研究[J]. 振动与冲击, 2021, 40(12): 124-131.
Guo Peng, Liu Zhiyuan, Zhang Guichang, et al. Study on effect of bird impact position and attitude on fan blade damage[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(12): 124-131. (in Chinese)
- [13] 刘志强, 李从富, 贾林, 等. 钛合金空心风扇叶片模拟鸟撞研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(9): 7-15.
Liu Zhiqiang, Li Congfu, Jia Lin, et al. Research on simulant bird strike of titanium alloy hollow fan blade[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(9): 7-15. (in Chinese)
- [14] 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)
- [15] Liu Lulu, Luo Gang, Chen Wei, et al. Dynamic behavior and damage mechanism of 3D braided composite fan blade under bird impact[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2018, 2018: 5906078.
- [16] 张闻东. 涡扇发动机风扇叶片鸟击机械损伤仿真研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2015.
Zhang Wendong. Simulation study on bird-strike mechanical damage of fan blades for aero-engine[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2015. (in Chinese)
- [17] 刘洋, 罗忠, 张海洋, 等. 基于响应面法的鸟撞风扇叶片损伤预测[J]. 航空发动机, 2024, 50(2): 95-100.
Liu Yang, Luo Zhong, Zhang Haiyang, et al. Prediction of damage to fan blade from bird strike based on response surface method [J]. Aeroengine, 2024, 50(2): 95-100. (in Chinese)
- [18] Wilbeck J S, Rand J L. The development of a substitute bird model [J]. Journal of Engineering for Power, 1981, 103(4): 725-730.
- [19] 尹晶, 陈伟. 软体外物撞击叶栅时的切割模型[J]. 南京航空航天大学学报, 1992, 24(4): 403-408.
Yin Jing, Chen Wei. Slicing model for foreign soft-body objects impacting on blade rows[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1992, 24(4): 403-408. (in Chinese)
- [20] 陈懋章, 刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势: 用于大型客机的大涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 961-975.

- Chen Maozhang, Liu Baojie. Fan/compressor aero design trend and challenge on the development of high bypass ratio turbofan[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(6): 961-975. (in Chinese)
- [21] 杨晰琼. 跨音速压气机优化及高负荷压气机改型设计[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
- Yang Xiqiong. Aerodynamic optimization and highly-loaded modification of transonic compressor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [22] 罗刚. 大涵道比涡扇发动机吸鸟结构安全性分析与评估方法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- Luo Gang. Structural safety analysis and assessment method of high bypass ratio turbo-fan engine due to bird ingestion[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [23] 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)
- [24] Qi Lin, Guo Yazhou, Jin Kanghua, et al. Biaxial tensile behavior of Ti-6Al-4V under proportional loading[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 36(5): 344-362.
- [25] 贾超, 范杰, 江通通, 等. 小涵道比涡扇发动机吞鸟能力仿真评估与验证[J]. *航空工程进展*, 2024, 15(2): 125-133.
- Jia Chao, Fan Jie, Jiang Tongtong, et al. Simulation evaluation and verification of bird ingestion ability of turbofan engine[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2024, 15(2): 125-133. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)