

宽弦空心风扇转子叶片鸟撞损伤数值仿真

张海洋^{1,2,3}, 曹家沼⁴, 韩立斌⁴, 曹航^{2,3}, 邵帅^{2,3}, 韩方军^{2,3}

(1. 西北工业大学 民航学院, 西安 710072; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015;

3. 辽宁省航空发动机冲击动力学重点实验室, 沈阳 110015; 4. 空军装备部驻沈阳地区第二军事代表室, 沈阳 110043)

摘要:为解决航空发动机宽弦空心风扇转子叶片抗鸟撞设计问题,对宽弦空心风扇转子叶片鸟撞损伤进行了数值仿真。采用光滑质点流体动力学(SPH)算法建立鸟体模型,采用J-C本构模型和失效模型定义材料冲击下动态性能,建立旋转状态下叶片鸟撞数值仿真方法,经过试验验证能够较准确预测叶片损伤。开展相同条件下鸟撞击宽弦空心 and 实心风扇转子叶片仿真,对比鸟撞击叶片过程、撞击时叶片叶尖最大轴向和径向变形、撞击后叶片永久变形,研究被鸟撞击后空心叶片相比实心叶片的损伤特征。结果表明:空心 and 实心叶片鸟撞击过程相同;空心叶片被鸟撞击后叶尖轴向和径向变形更小;空心叶片被鸟撞击后前缘卷边变形更严重,对风扇气动性能和稳定性影响更大;在结构设计时应适当增加前缘空心区域局部刚度,或者适当增大前缘实心区域范围,用于提高空心叶片的抗鸟撞能力。

关键词:宽弦空心风扇转子叶片;鸟撞;数值仿真;损伤;航空发动机

中图分类号:V232

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.01.013

Bird Strike Damage of Wide-chord Hollow Fan Rotor Blades

ZHANG Hai-yang^{1,2,3}, CAO Jia-zhao⁴, HAN Li-bin⁴, CAO Hang^{2,3}, SHAO Shuai^{2,3}, HAN Fang-jun^{2,3}

(1. College of Civil Aviation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710071, China;

2. AECC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China;

3. Liaoning Key Laboratory of Impact Dynamics on Aero Engine, Shenyang 110042, China;

4. Air Force Equipment Department Second Military Representative Office in Shenyang, Shenyang 110043, China)

Abstract: The bird strike damage of wide-chord hollow fan rotor blades was studied using numerical simulation to solve the problem of bird strike resistant design. A bird strike numerical simulation method of fan rotor blades in rotating state was established, with the SPH method simulating the bird, and the J-C model with failure defining the material dynamic performance. In addition, the simulation method was validated using experimental results. Comparative simulations between wide-chord hollow and solid fan rotor blades were carried out under the same conditions, and the damage characteristics of hollow blades after bird strike were investigated by comparing the bird strike process, the maximum axial and radial deformation of the blade tip, and the residual deformation with those of the solid blade. The results show that the bird strike processes of the hollow and solid blades are the same; the blade tip radial and axial deformation of the hollow blades are smaller after being struck by the bird. The curling deformation of the leading edges of the hollow blades is more serious, which has a more serious effect on the aerodynamic performance and stability of the fan. The local rigidity of the hollow area or the range of the solid area of the leading edge should be appropriately increased in structural design to improve the bird strike resistance of the hollow blade.

Key words: wide-chord hollow fan rotor blade; bird strike; numerical simulation; damage; aeroengine

0 引言

宽弦空心风扇转子叶片相比于宽弦实心叶片,在满足强度与刚度条件下具备更小质量,因此广泛应用于先进航空发动机,如 TREN T、PW4084、GP7000、

PW2000、F414、F119、F135 等^[1-2]。作为发动机进口位置第 1 级转子零件,在工作过程中不可避免地受到外来物撞击,如鸟、冰雹、冰片、砂石等,其中最危险的就是鸟撞击。大质量鸟撞击到高速旋转的风扇转子叶片时,二者相对撞击速度将超过声速,瞬间的撞击能

收稿日期:2022-03-01 基金项目:航空动力基础科研项目资助

作者简介:张海洋(1988),男,高级工程师。

引用格式:张海洋,曹家沼,韩立斌等.宽弦空心风扇转子叶片鸟撞损伤数值仿真[J].航空发动机,2024,50(1):94-101.ZHANG Haiyang, CAO Jiaming, HAN Libing, et al. Bird strike damage of wide-chord hollow fan rotor blades[J]. Aeroengine, 2024, 50(1): 94-101.

量会直接导致叶片发生变形、凹陷卷边、撕裂和掉块,并引发二次损伤:在撞击过程中叶片超过常规设计的变形会引起与前后静子叶片及机匣的严重碰摩;叶片的凹陷卷边、撕裂、掉块会降低风扇的气动性能和稳定性,导致发动机性能降低、推力减小和喘振停车;叶片大质量掉块击穿机匣,引起非包容事故,影响飞行安全。发动机军用标准和适航条款都对发动机抗鸟撞能力做了严格要求,并规定发动机投入使用前必须通过试验验证。宽弦空心风扇转子叶片抗鸟撞设计一直是叶片设计过程中的重要内容。

对于航空发动机叶片鸟撞问题,国内外从20世纪50年代开始研究,已经形成较为完备的载荷基础理论^[3-5]、数值分析方法^[6-7],近些年研究重点已转移到新型高精度保真鸟体模型^[8]、新型复合材料叶片鸟撞^[9]、鸟撞载荷对发动机整机结构影响^[10-11],同时也开展了大量的工程鸟撞损伤问题研究^[12-13]和影响规律研究^[14]。对于空心风扇转子叶片,中国以空心结构设计^[15-16]、强度与刚度设计^[17-18]为主,抗鸟撞设计研究较少。刘建明等^[19-20]开展了空心叶片鸟撞仿真分析方法研究,建立了基于流固耦合的鸟撞数值仿真方法;柴象海等^[21]开展了空心风扇叶片扩散连接空心瓦伦结构抗冲击强度研究;徐曼^[22]开展了钛合金空心风扇叶片吸雹数值模拟,采用数值仿真方法研究了冰雹撞击对叶片强度及振动特性的影响;李迪等^[23]开展了宽弦空心风扇叶片静止状态大鸟撞击试验方法研究。目前中国在空心叶片抗鸟撞研究方面,主要开展了鸟撞仿真方法和试验方法研究,对空心叶片鸟撞后损伤研究较少,更缺乏基于损伤的抗鸟撞设计方法。

本文在前人研究基础上,针对宽弦空心风扇转子叶片抗鸟撞设计问题,采用经过试验验证的数值仿真方法,通过宽弦空心 and 实心风扇转子叶片鸟撞损伤对比,提出宽弦空心风扇转子叶片抗鸟撞设计方法。

1 叶片鸟撞数值仿真方法

1.1 鸟体模型

在航空发动机风扇转子叶片鸟撞过程中,相对撞击速度超过声速,在高速撞击过程中鸟体破裂并呈现出流动特征,采用传统的Lagrange方法模拟鸟体,会导致鸟体破碎过程中大变形下的网格扭曲问题,目前国内外主要采用光滑质点流体动力学(Smoothed Particle Hydrodynamics, SPH)算法^[24-25]模拟鸟体在高

速撞击过程中的破裂和流变特性。

SPH算法是一种无网格、纯拉格朗日粒子算法,SPH计算模型如图1所示。

该算法采用核近似方法将偏微分方程转换为积分方程,任一宏观变量(如密度、压力、温度、内能等)

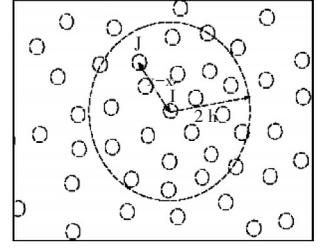


图1 SPH计算模型

可由1组无序点上的值通过积分插值计算得到。理论上任意粒子的值可以表示为

$$f(x) = \int f(x')w(x-x',h)dx' \quad (1)$$

式中: $w(x-x')$ 为核函数,是粒子 x 和 x' 之间距离与光滑长度 h 的函数。

通过选取核函数就可以进行计算求解。由于整个系统由具有独立质量、空间的粒子表示,因此可将式(1)通过粒子近似法离散化,用粒子体积 ΔV_j 代替粒子体积微元 dx' ,得到离散化 $f(x)$ 及其导数

$$f(x) = \sum_{j=1}^N \frac{m_j}{\rho_j} f(x_j)W \quad (2)$$

$$\nabla f(x) = \sum_{j=1}^N \frac{m_j}{\rho_j} f(x_j) \nabla_i W(x_i - x_j, h) \quad (3)$$

鸟体材料采用经典的Murnaghan状态方程定义

$$p = p_0 + B[(\rho/\rho_0)^\gamma - 1] \quad (4)$$

式中: p 和 p_0 分别为当前压力和初始压力; ρ 和 ρ_0 分别为当前密度和初始密度; B 为体积弹性模量; γ 为指数。

通过鸟体平板撞击试验结合鸟体模型参数反演^[26-27]可确定模型与材料参数,建立鸟体模型。

1.2 材料模型

在风扇转子叶片鸟撞过程中,单个叶片撞击过程持续时间为毫秒级,此时材料应变变化速率较高,即应变率较大。空心风扇转子叶片主要采用钛合金材料,该类材料对应变率非常敏感^[28-29],不同应变率下材料性能差异较大,因此仿真过程中采用的材料数据必须考虑应变率效应。通常采用能描述金属材料不同应变率下材料性能的 $J-C$ 本构模型定义材料弹塑性性能,采用 $J-C$ 失效本构模型定义材料撞击失效行为特征。

$J-C$ 本构模型为

$$\sigma_e = [A + B\varepsilon_e^n][1 + C \ln \dot{\varepsilon}_e^*][1 - (T^*)^m] \quad (5)$$

式中: A 、 B 、 n 、 C 、 m 为待确定模型参数; σ_e 为Von Mises

流动应力; ε_e 为等效塑性应变; $\dot{\varepsilon}_e^* = \dot{\varepsilon}_e / \dot{\varepsilon}_0$, 为无量纲应变率, $\dot{\varepsilon}_e$ 为等效塑性应变率, $\dot{\varepsilon}_0$ 为参考应变率。

J-C 失效本构模型为

$$\varepsilon_f = [D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*)](1 + D_4 \ln \dot{\varepsilon}_e^*)(1 + D_5 T^*) \quad (6)$$

式中: $D_1 \sim D_5$ 为待确定模型参数; $\sigma^* = \frac{p}{\sigma} = -\frac{\sigma_m}{\sigma_{eq}} = -\eta$, η 为应力3轴度; p 为静水压力; σ 为等效应力。

1.3 数值仿真方法

研究表明:接触冲击算法能较为真实反映叶片鸟撞击过程^[30]。本文利用商用软件,采用基于SPH方法模拟鸟体的接触冲击算法开展风扇叶片鸟撞数值仿真分析。

SPH 鸟体模型参数通过平板试验和参数反演获得,鸟体模型光滑半径与粒子半径比为2.0,抗对流系数为0.001,线性粘性系数为0.2,二次体积粘性系数为1.2,鸟体模型材料参数见表1。

表1 鸟体材料参数

参数	B/MPa	γ	P_0 /MPa	ρ_0 /(g/cm ³)
数值	130	7.85	0	0.95

叶片材料采用J-C本构模型和J-C失效本构模型定义,模型参数通过材料动态性能测量试验获得,材料模型参数见表2、3。

表2 叶片材料J-C本构模型参数

参数	A/MPa	B/MPa	n	C	m
数值	915	236.2	0.55	0.033	1.14

表3 叶片材料J-C失效模型参数

参数	D_1	D_2	D_3	D_4	D_5
数值	0.112	0.27	0.48	0.014	2.01

利用基于以上鸟体模型、材料模型的鸟撞仿真分析方法,针对风扇转子叶片旋转条件下鸟撞试验进行仿真,仿真获得的叶片损伤与试验损伤对比如图2所示。从图中可见,仿真与试验损伤形式完全相同,损伤尺寸相近。通过对比表明,该鸟撞数值仿真方法能

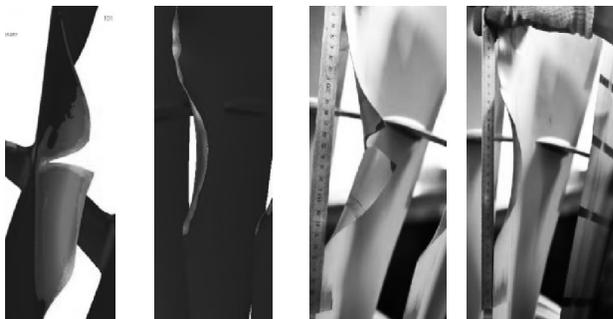


图2 在旋转状态下风扇鸟撞仿真与试验结果对比

够较准确预测叶片鸟撞损伤。

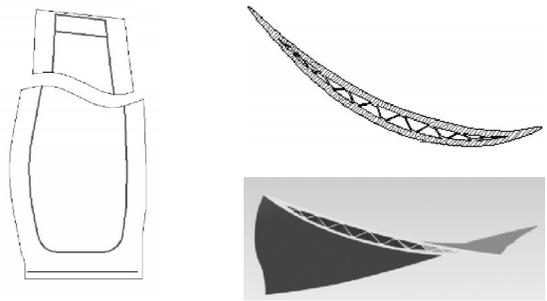
2 宽弦空心与实心风扇转子叶片鸟撞损伤仿真对比

2.1 叶片模型

宽弦空心与实心风扇转子叶片模型如图3所示,二者外形完全相同,空心叶片空腔范围及空腔结构如图4所示,属于典型的扩散连接结构。



图3 空心与实心风扇转子叶片结构模型



(a)空心叶片空腔范围 (b)空腔结构2维和3维模型

图4 空心叶片空腔范围及空腔结构

2.2 仿真对比状态

依据适航条款,针对最危险的单只大鸟撞击状态开展仿真分析。大鸟质量为2 kg,鸟速度依据适航要求为103 m/s,风扇转速为起飞状态下物理转速5000 r/min,撞击位置为80%叶高位置,仿真状态参数见表4。

表4 仿真状态参数

鸟数量	鸟质量/ kg	鸟速度/ (m/s)	叶片转速/ (r/min)	撞击 位置
1	2	103	5000	80%叶高

2.3 仿真模型

采用第1.3节建立的2 kg鸟体模型,如图5所示。采用8节点六面体单元对实心 and 空心风扇转子叶片进行网格划分,并对前缘进行局部网格细化。单个实心叶片共划分168896个单元,213525个节点,如图6所示。单个空心叶片共划分273691个单元,344485个节点,如图7所示。



图5 2 kg 鸟体 SPH 模型

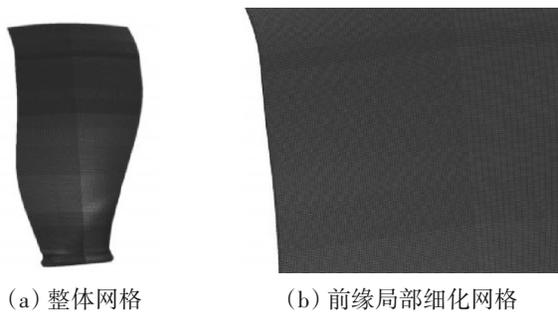


图6 实心叶片网格

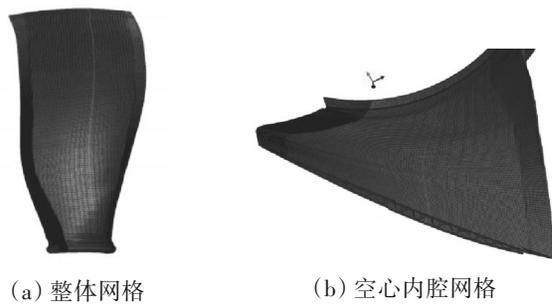


图7 空心叶片网格

为控制模型单元数量,建立约 1/3 扇段模型,共 8 片叶片。定义刚体圆环模拟轮盘,将叶片与圆环绑定固定叶片,并约束刚体圆环除绕 X 轴旋转自由度外其他 5 个方向自由度,定义叶片和刚体圆环绕 X 轴的旋转速度,数值为表 4 中叶片转速。移动鸟体到 80% 叶高半径位置,定义叶片与鸟体碰撞接触,并定义沿 X 轴飞向叶片的速度,数值为表 4 中鸟速度。最终建立仿真模型如图 8 所示。

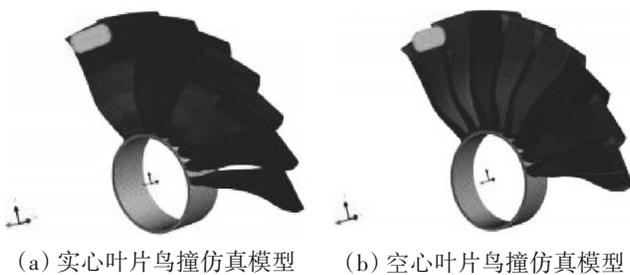


图8 空心和实心叶片鸟撞仿真模型

2.4 鸟撞击叶片过程

实心 and 空心叶片鸟撞击叶片过程如图 9、10 所示。通过对比表明,2 种叶片鸟撞击过程相同:

鸟撞击整个过程持续约 5 ms,共撞击到第 3~8 号叶片;鸟体与每片叶片相撞过程基本相同。鸟体首先与叶片前缘发生碰撞,被叶片前缘切割,被撞击叶片前缘出现盆侧向背侧的卷边变形;随后鸟体被叶片

前缘切割成 2 部分。靠近叶盆侧鸟体部分沿叶片盆侧叶型表面向尾缘飞出,在飞行过程中鸟体破碎,叶片整体向背侧弯曲变形。靠近叶背侧鸟体部分未与叶片发生碰撞,继续保持向前飞行,直到与下一片叶片前缘发生碰撞。

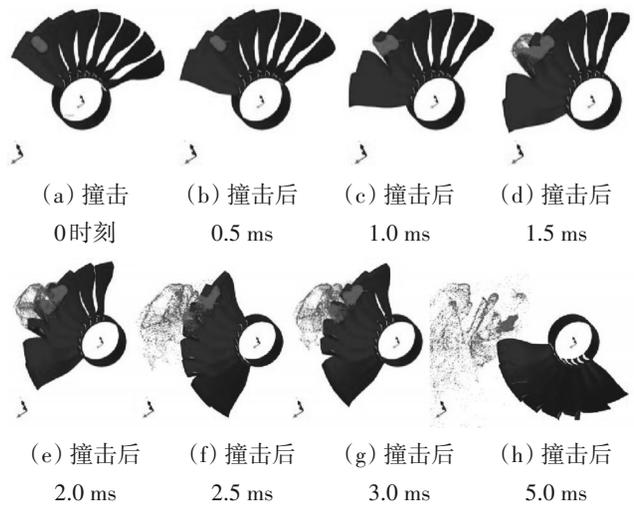


图9 实心叶片被鸟撞击过程

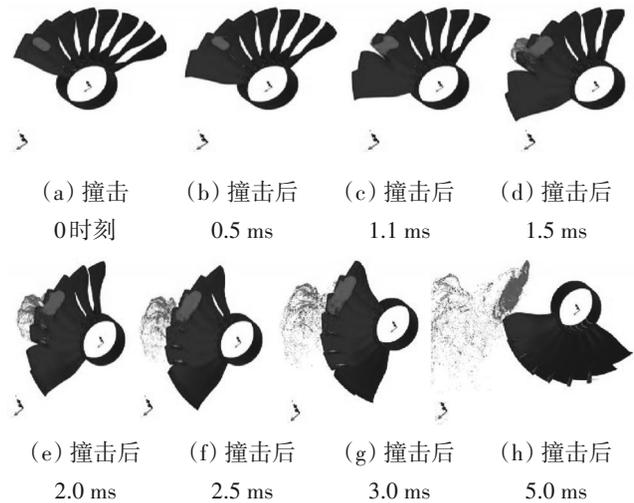


图10 空心叶片被鸟撞击过程

2.5 鸟撞击后叶片损伤与变形

2.5.1 对比分析内容

根据鸟撞击叶片过程,结合文献[11],叶片被鸟撞击后,前缘被撞击部位会出现凹陷卷边变形、撕裂和掉块,会导致叶片气动性能和稳定性下降,影响整机性能,撕裂和掉块还会引起二次打伤,影响整机安全性;同时叶片被鸟撞击过程中整体发生弯曲变形,叶尖可能与静子叶片和机匣发生碰摩,引起更严重损伤。综上,叶片被鸟撞击后需要分析叶片前缘的局部损伤和叶尖变形。因此,对比宽弦空心 and 实心风扇转

子叶片被鸟撞后损伤与变形如下：

(1)叶片变形。考虑叶尖前缘与前端静子叶片碰摩情况,分析叶尖前缘轴向变形;考虑叶尖尾缘与后端静子叶片碰摩情况,分析叶尖尾缘轴向变形;考虑叶尖与机匣碰摩情况,分析叶尖前缘和尾缘径向变形。

(2)叶片前缘局部损伤,包括前缘卷边变形、撕裂和掉块情况。

2.5.2 叶片变形

2.5.2.1 叶尖前缘轴向变形

被撞击前4片叶片叶尖前缘轴向变形随撞击时间变化曲线如图11所示,最小轴向变形值见表5。其中轴向变形数值为正代表变形方向为顺气流方向,简称向后变形;轴向变形数值为负代表变形方向为逆气流方向,简称向前变形。根据图11和表5得到如下结论:

(1)叶片被撞击后,叶片局部和整体都向叶盆侧变形,叶尖前缘随之向前变形,随后在叶片刚度作用下振荡恢复,并逐渐趋于稳定;

(2)空心叶片被鸟撞击后叶尖前缘最小轴向变形为-78.23 mm,实心叶片被鸟撞击后叶尖前缘最小轴向变形为-83.45 mm,空心叶片比实心叶片叶尖前缘最小轴向变形大5.22 mm,因此空心叶片比实心叶片叶尖前缘向前变形小,不易与前端静子叶片发生碰摩。

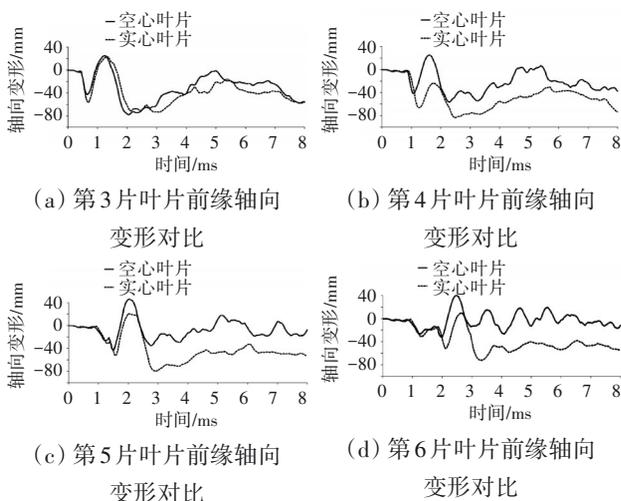


图11 空心 and 实心叶片被撞击后前缘轴向变形随时间变化曲线

2.5.2.2 叶尖尾缘轴向变形

被撞击前4片叶片叶尖尾缘轴向变形随撞击时间变化曲线如图12所示,最大轴向变形值见表6。根

表5 空心 and 实心叶片被鸟撞击过程中叶尖前缘最小轴向变形

叶片类型	叶尖前缘最小轴向变形/mm				最小值
	第3片叶片	第4片叶片	第5片叶片	第6片叶片	
空心叶片	-78.23	-56.72	-43.79	-31.73	-78.23
实心叶片	-73.61	-83.45	-79.75	-71.90	-83.45
最大变形差(空心叶片-实心叶片)					5.22

据图12和表6得到如下结论:

(1)叶片被撞击后,叶片局部和整体都向叶盆侧变形,叶尖尾缘随之向后变形,随后在叶片刚度作用下振荡,最终趋于稳定。

(2)空心叶片被鸟撞击后叶尖尾缘最大轴向变形为33.22 mm,实心叶片被鸟撞击后叶尖尾缘最大轴向变形为35.29 mm,空心叶片比实心叶片叶尖尾缘最大轴向变形小2.07 mm,因此空心叶片比实心叶片叶尖尾缘向后变形小,不易与后端静子叶片发生碰摩。

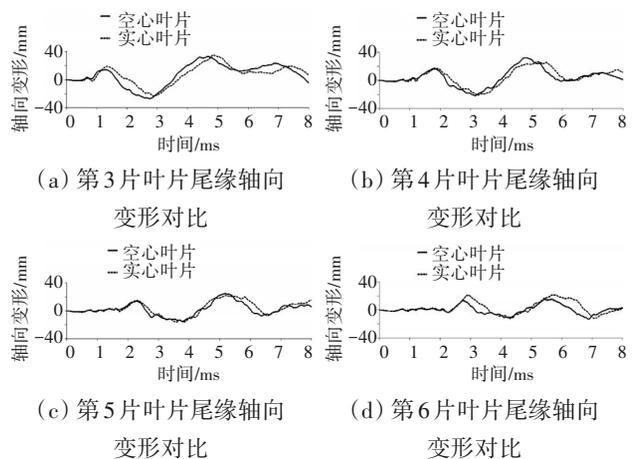


图12 空心 and 实心叶片被撞击后尾缘轴向变形随时间变化曲线

表6 空心 and 实心叶片被撞击后叶尖尾缘最大轴向变形

叶片类型	叶尖尾缘最大轴向变形/mm				最大值
	第3片叶片	第4片叶片	第5片叶片	第6片叶片	
空心叶片	33.22	32.32	24.76	15.91	33.22
实心叶片	35.29	27.13	21.97	21.89	35.29
最大变形差(空心叶片-实心叶片)					-2.07

2.5.2.3 叶尖前缘与尾缘径向变形

被撞击前4片叶片叶尖前缘和尾缘径向变形随撞击时间变化曲线如图13所示,最大径向变形数值见表7。根据图13和表7得到如下结论:

(1)叶片被撞击后,叶片前缘局部和整体都向叶盆侧变形,前缘随之向内大幅变形,尾缘轻微摆动,随后在叶片刚度作用下振荡恢复,最终趋于稳定。

(2)空心叶片被鸟撞击后叶尖最大径向变形为 3.83 mm,实心叶片被鸟撞击后叶尖最大径向变形为 3.94 mm,空心叶片比实心叶片叶尖最大径向变形小 0.11 mm,因此空心叶片比实心叶片叶尖径向变形小,不易与机匣发生碰摩。

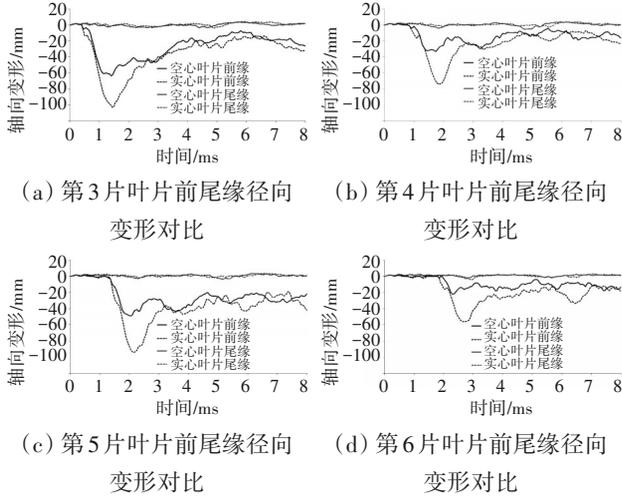


图 13 空心和实心叶片被撞击后叶尖前尾缘径向变形随时间变化曲线

表 7 空心 and 实心叶片被撞击后叶尖前缘和尾缘最大径向变形 mm

叶片类型	第3号叶片		第4号叶片		第5号叶片		第6号叶片		前缘最大值	尾缘最大值
	前缘	尾缘	前缘	尾缘	前缘	尾缘	前缘	尾缘		
空心叶片	1.44	3.50	1.44	3.83	1.44	3.41	1.44	2.45	1.44	3.83
实心叶片	1.47	3.94	1.47	3.85	1.47	3.58	1.47	3.10	1.47	3.94
最大变形差(空心叶片-实心叶片)									-0.03	-0.11

2.5.3 叶片前缘局部损伤

鸟撞击后宽弦空心 and 实心风扇转子叶片轴向永久变形如图 14 所示。从图中可见,2种叶片均在前缘出现永久卷边变形,但均未出现撕裂和掉块。

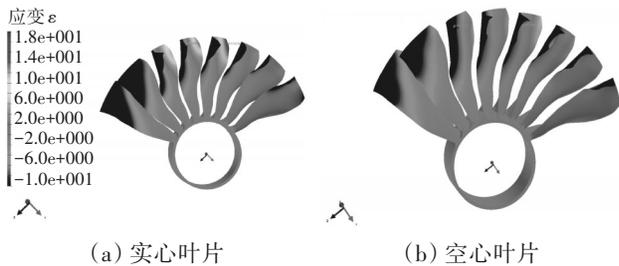


图 14 叶片被撞击后轴向永久变形

被鸟撞击后空心 and 实心叶片模型对比如图 15 所示,其中红色为空心叶片,彩色为实心叶片。从图中可见,被同样条件下鸟撞击后,空心叶片相对实心叶

片前缘卷曲程度更严重,卷曲角度更大。

第 3、4 号空心与实心叶片永久变形模型如图 16、17 所示。从图中可见,空心叶片在前缘空心区域发生相对更大的弯曲变形,导致整个前缘卷边程度更大。因此,宽弦空心风扇转子叶片相比实心叶片,被鸟撞击后会产生更严重的局部损伤,前缘卷边变形程度更大。

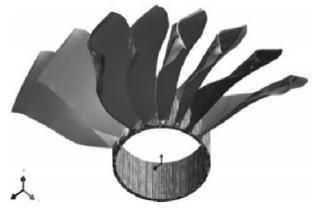


图 15 被鸟撞击后空心 and 实心叶片变形对比

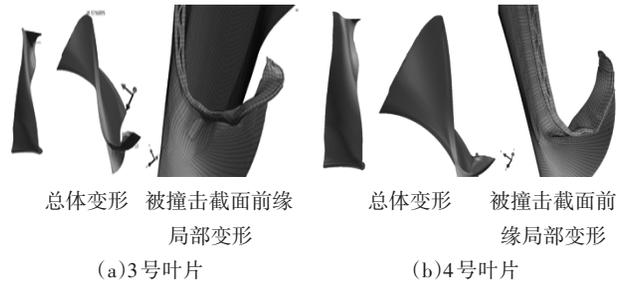


图 16 第 3、4 号空心叶片被撞击后总体变形和前缘局部变形

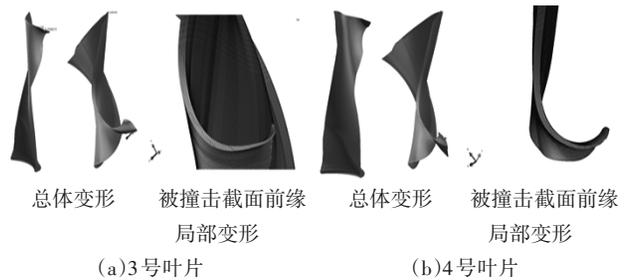


图 17 第 3、4 号实心叶片被撞击后总体变形和前缘局部变形

3 损伤分析和抗鸟撞设计方法

通过相同鸟撞条件下相同外形宽弦空心 and 实心风扇转子叶片鸟撞仿真对比,损伤差异如下:

(1)由于相同外形下空心叶片整体刚度比实心叶片大,在相同鸟撞条件下,空心叶片叶尖变形小于实心叶片的。因此,在宽弦空心风扇转子叶片设计过程中,考虑叶片被鸟撞引起的非正常叶片变形时,可以适当的减小叶尖与机匣的径向间隙,以及与前后静子叶片的轴向间隙,从而提高叶片气动效率。

(2)由于宽弦空心 and 实心风扇转子叶片具有相同的外形,在相同鸟撞条件下撞击过程相同,同时由于前缘区域厚度相同,鸟撞击引起的叶片前缘局部损伤模式相同,均为卷边变形,未出现撕裂和掉块。

(3)由于在相同外形下,宽弦空心风扇转子叶片前缘空心区域局部刚度比实心叶片同区域小,在相同鸟撞条件下,空心叶片前缘空心区域局部弯曲变形更大,导致整个前缘卷曲程度增大,损伤更严重。研究表明,前缘卷边程度越大,叶片气动性能和稳定性下降越严重,发动机推力和稳定性也随之下降幅度更大,严重时可导致发动机喘振停车^[31]。因此在宽弦空心风扇转子叶片设计过程中,考虑鸟撞后空心叶片比实心叶片前缘卷边程度更严重,叶片气动设计时必须可接受鸟撞后性能更大幅度的下降,同时应具有更高的叶片气动稳定性裕度,防止叶片被鸟撞后出现发动机推力不足和喘振停车;此外,由于空心叶片前缘空心区域局部弯曲变形较大,可能会导致空心区域产生裂纹,因此,为防止空心叶片前缘空心区域局部变形过大,在结构设计时应适当增大前缘空心区域的刚度,或者适当增大前缘实心区域范围,以提高空心叶片的抗鸟撞能力。

4 结论

(a)空心与实心叶片被鸟撞击过程相同。鸟体首先与叶片前缘发生碰撞并被切割,导致被撞击叶片前缘出现盆侧向背侧的卷边变形。鸟体被切割后靠近叶盆侧鸟体沿叶片盆侧叶型表面向尾缘飞出,发生破碎并导致叶片整体向背侧弯曲变形。靠近叶背侧鸟体继续保持向前飞行,并与下一片叶片前缘发生碰撞。

(b)空心叶片被鸟撞击过程中叶尖轴向和径向变形比实心叶片小,在结构设计过程中考虑叶片被鸟撞引起的非正常叶片变形时,可以适当减小叶尖与机匣的径向间隙,以及与前后静子叶片的轴向间隙,从而提高叶片气动效率。

(c)空心叶片被鸟撞击后前缘局部损伤模式与实心叶片的相同,均为前缘卷边变形,但空心叶片前缘空心区域局部弯曲变形更大,前缘卷边程度更严重,并可可能在空心区域产生裂纹,对叶片和整机性能影响也更严重。因此,空心叶片气动设计时必须可接受鸟撞后性能更大幅度降低,同时应具有更大的气动稳定性裕度;空心叶片结构设计时应适当增加前缘空心区域刚度,或者适当增加前缘实心区域范围,提高叶片的抗鸟撞能力。

参考文献:

- [1] 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 technologies for large airplane engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 976-980. (in Chinese)
- [2] 梁春华,杨锐.航空发动机宽弦空心风扇叶片的发展及应用[J].航空发动机,1999(2):54-58.
LIANG Chunhua, YANG Rui. Development and application of wide-chord hollow fan blade of aeroengine[J]. Aeroengine, 1999(2): 54-58. (in Chinese)
- [3] Wilbeck J S, Barber J P. Bird impact loading[J]. The Shock and Vibration Bulletin, 1978, 48(2): 115-122.
- [4] 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 impact on blades[J]. Journal of Aerospace Power, 1990, 5(4): 335-339. (in Chinese)
- [5] 黄志勇,陈伟,赵海欧,等.评定叶片鸟撞击损伤的参数与方法[J].航空发动机,2005,31(1):28-30.
HUANG Zhiyong, CHEN Wei, ZHAO Hai'ou, et al. Parameters and methods for evaluating bird impact damage of fan/compressor blade[J]. Aeroengine, 2005, 31(1): 28-30. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] Guan Y P, Zhao Z H, Chen W, 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.
- [8] Luo G, Zhang F, Xu Z, et al. Internal reinforcement mechanisms for gelatin bird projectiles for artificial bird impact tests[J]. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2023, 30(15): 3075-3085.
- [9] Jadhav P, Gruha L Y. Design and optimization of hybrid interface joint in a composite fan blade of aircraft engine[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2021, 1126(1): 012036.
- [10] Sinha S K. Transient vibratory response of turbofan engine rotor impacted by bird strike[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2021(4): 34.
- [11] 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)
- [12] 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 aeroengine fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(6): 1157-1168. (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] LI J J, Lou Y F, Yu G Y, et al. Effect of bird yaw/pitch angles on soft impact damage of a fan assembly[J]. Complexity, 2021(1): 8879874.
- [15] 杨剑秋, 王延荣. 基于正交试验设计的空心叶片结构优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 376-384.
YANG Jianqiu, WANG Yanrong. Structural optimization of hollow fan blade based on orthogonal experimental design[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 376-384. (in Chinese)
- [16] 于洋, 张力, 战鹏, 等. 宽弦空心风扇转子叶片叶身结构设计参数分析[J]. 航空发动机, 2010, 36(1): 24-26.
YU Yang, ZHANG Li, ZHAN Peng, et al. Analysis of design parameters of wide chord hollow fan blade structure[J]. Aeroengine, 2010, 36(1): 24-26. (in Chinese)
- [17] 纪福森, 丁拳, 李惠莲. 某结构空心风扇叶片设计与分析[J]. 航空发动机, 2013, 39(4): 42-44.
JI Fusen, DING Quan, LI Huilian. Design and analysis of hollow fan blade structure [J]. Aeroengine, 2013, 39(4): 42-44. (in Chinese)
- [18] 刚铁. 宽弦空心风扇叶片结构设计及强度分析研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
GANG Tie. Research on structural design and stress analysis of hollow fan blade [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [19] 刘建明, 蒋向华, 武卉, 等. 基于流固耦合的实体元空心叶片鸟撞数值模拟[J]. 航空发动机, 2011, 37(2): 7-11.
LIU Jianming, JIANG Xianghua, WU Hui, et al. Numerical simulation of bird impact on solid element hollow blades by using fluid solid coupling method[J]. Aeroengine, 2011, 37(2): 7-11. (in Chinese)
- [20] 刘建明, 蒋向华, 王东, 等. 实体元空心叶片鸟撞流固耦合研究及数值模拟[J]. 航空发动机, 2013, 39(2): 70-74.
LIU Jianming, JIANG Xianghua, WANG Dong, et al. Fluid-solid coupling study and numerical simulation of bird impact solid-element hollow blades[J]. Aeroengine, 2013, 39(2): 70-74. (in Chinese)
- [21] 柴象海, 王志强, 冯锦璋. 扩散连接空心瓦伦结构抗冲击强度分析[J]. 航空科学技术, 2012, 21(5): 18-21.
CHAI Xianghai, WANG Zhiqiang, FENG Jinzhang. Analysis to the impact strength of diffusion-bonded titanium warren structures[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012, 21(5): 18-21. (in Chinese)
- [22] 徐曼. 钛合金空心风扇叶片吸雹数值模拟[D]. 上海: 上海交通大学, 2016.
XU Man. Investigation on hail impact on a hollow titanium fan blade [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2016. (in Chinese)
- [23] 李迪, 廖连芳, 陈璐璐, 等. 宽弦空心风扇叶片大鸟撞击试验研究[J]. 航空发动机, 2020, 46(3): 66-70.
LI Di, MIAO Lianfang, CHEN Lulu, et al. Study on big bird strike test of wide-chord hollow fan blade[J]. Aeroengine, 2020, 46(3): 66-70. (in Chinese)
- [24] 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 simulation study of bird-impact on a blade using SPH method[J]. Journal of Vibration and Shock, 2008, 27(9): 90-93. (in Chinese)
- [25] 初文华. 处理非连续问题的三维 SPH 算法及其在冲击动力学问题中的应用[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.
CHU Wenhua. The three-dimensional SPH method for discrete problems and application in impact dynamics[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013. (in Chinese)
- [26] 刘军, 李玉龙, 郭伟国, 等. 鸟体本构模型参数反演 I: 鸟撞平板试验研究[J]. 航空学报, 2011, 32(5): 802-811.
LIU Jun, LI Yulong, GUO Weiguo, et al. Parameters inversion on bird constitutive model part I: study on experiment of bird striking on plate[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(5): 802-811. (in Chinese)
- [27] 刘军, 李玉龙, 石膏鹏, 等. 鸟体本构模型参数反演 II: 模型参数反演研究[J]. 航空学报, 2011, 32(5): 812-821.
LIU Jun, LI Yulong, SHI Xiaopeng, et al. Parameters inversion on bird constitutive model part II: study on model parameters inversion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(5): 812-821. (in Chinese)
- [28] 陈刚, 陈忠富, 陶俊林, 等. TC4 动态力学性能研究[J]. 实验力学, 2005, 20(4): 605-609.
CHEN Gang, CHEN Zhongfu, TAO Junlin, et al. Study on plastic constitutive relationship parameters of TC4 titanium[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2005, 20(4): 605-609. (in Chinese)
- [29] 惠旭龙, 牟让科, 白春玉, 等. TC4 钛合金动态力学性能及本构模型研究[J]. 振动与冲击, 2016, 35(22): 161-168.
HUI Xulong, MU Rangke, BAI Chunyu, et al. Dynamic mechanical property and constitutive model for TC4 titanium alloy[J]. Journal of Vibration and Shock, 2016, 35(22): 161-168. (in Chinese)
- [30] 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)
- [31] 陆嘉华. 鸟撞损伤风扇气动性能的实验与数值模拟研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2017.
LU Jiahua. Experimental and numerical investigation of aerodynamic performance on bird strike damaged fan blades[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2017. (in Chinese)

(编辑: 程海)