

跨音速风扇转子冰撞击损伤规律及抗冰 撞击改进设计研究

邢怀程^{1,2}, 徐强仁^{2,3}, 王立志^{2,3}, 李广超¹, 赵巍^{2,3,4}, 赵庆军^{2,3,4,5}

(1.沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 沈阳 110136; 2.中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190; 3.中国科学院 工程热物理研究所 轻型涡轮动力全国重点实验室, 北京 100190; 4.中国科学院大学 航空宇航学院, 北京 100190; 5. 中国科学院 分布式冷热电联供系统北京市重点实验室, 北京 100190)

摘要: **目的** 揭示脱落冰形状、运动轨迹和姿态对航空发动机风扇转子叶片的撞击损伤规律, 增强叶片的抗冰撞击能力。**方法** 采用 LS-DYNA 进行数值模拟, 开展脱落冰与叶片的撞击过程和叶型改进设计研究。**结果** 叶片的撞击损伤程度受脱落冰结构强度的影响, 在同样的撞击条件下, 叶片受球体冰撞击损伤最严重, 而受片体冰撞击损伤最轻。叶片的损伤程度由叶片和脱落冰之间的相对速度和叶片切割冰块的质量共同决定, 叶片切割脱落冰的质量越大, 塑性变形越严重。当脱落冰入射角为 45°时, 叶片损伤最严重, 对叶片的最大撞击力为 17 828 N, 最大内能达到 126 J; 当冰片从原始姿态绕 y 轴旋转 90°时, 对叶片前缘的撞击载荷最大, 叶片塑性变形最严重。改进后, 叶片受沿 45°入射角脱落冰撞击后最大内能减小 16%, 失速裕度提高 16.2%, 峰值效率提高 0.33%。**结论** 跨音速风扇转子撞击损伤位置在前缘附近, 增大叶片进口几何角和局部厚度能显著提高叶片抗冰撞击能力。

关键词: 航空发动机; 跨音速; 风扇叶片; 脱落冰; 损伤规律; 改进设计

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2024)08-0096-15

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2024.08.012

Law of Ice Impact Damage of Rotor in Transonic Fan and Improvement Design of Anti-ice Impact

XING Huaicheng^{1,2}, XU Qiangren^{2,3}, WANG Lizhi^{2,3}, LI Guangchao¹, ZHAO Wei^{2,3,4}, ZHAO Qingjun^{2,3,4,5}

(1. School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China; 2. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China; 3. National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Light-duty Gas-turbine, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China; 4. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100190, China; 5. Beijing Key Laboratory of Distributed Combined Cooling Heating and Power System, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

收稿日期: 2024-03-14; 修订日期: 2024-05-16

Received: 2024-03-14; Revised: 2024-05-16

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-III-0010-0054, J2019-II-0016-0037)

Fund: National Science and Technology Major Project (J2019-III-0010-0054, J2019-II-0016-0037)

引文格式: 邢怀程, 徐强仁, 王立志, 等. 跨音速风扇转子冰撞击损伤规律及抗冰撞击改进设计研究[J]. 装备环境工程, 2024, 21(8): 96-110.

XING Huaicheng, XU Qiangren, WANG Lizhi, et al. Law of Ice Impact Damage of Rotor in Transonic Fan and Improvement Design of Anti-ice Impact[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(8): 96-110.

ABSTRACT: The work aims to reveal the impact damage law of aeroengine fan rotor blades caused by the shape, trajectory and attitude of falling ice and enhance the ability of blades to resist ice impact. LS-DYNA was used to conduct numerical simulation to investigate the impact process between falling ice and blades, and the improvement design of blades. The extent of impact damage to the blades was affected by the structural strength of falling ice. Under the same impact conditions, the spherical ice caused the most damage to the blades whereas the flake sustains the least amount of impact damage. The damage degree of blades was determined by both the relative velocity between the blades and the falling ice and the mass of the ice cut by blades. The plastic deformation degree of blades increased with the mass of falling ice cut by blades. The blades suffered the most severe damage when the incidence angle of falling ice was 45° , with the maximum impact force of 17 828 N and the maximum internal energy of 126 J. The leading edge of blade experienced the greatest impact load and the most serious plastic deformation when the ice flake rotated 90° around the y-axis from its initial attitude. After the improvement, when the blades were impacted by the falling ice at the incident angle of 45° , the maximum internal energy of the blades decreased by 16%, the stall margin increased by 16.2%, and the peak efficiency increased by 0.33%. The impact damage position of transonic fan rotor is near the leading edge and increasing the inlet geometric angle and local thickness of the blades can significantly enhance the ability to resist ice impact.

KEY WORDS: aeroengine; transonic; fan blade; falling ice; damage law; improvement design

当飞机在积冰条件下飞行时, 空气中的过冷水滴在航空发动机进气道唇口和内壁等部位凝结形成积冰^[1], 积冰减小了进气道有效通流面积, 导致进气量减少, 发动机推力降低。为消除进气系统积冰, 发动机带有热除冰或机械除冰装置, 开启除冰装置后, 在气动力作用下, 进气系统的积冰脱落后吸入发动机, 撞击高速旋转的风扇叶片, 导致叶片损伤。一方面, 撞击引起风扇叶片产生初始裂纹, 缩短风扇叶片的疲劳寿命, 导致安全隐患^[2]; 另一方面, 脱落冰直接撞击风扇叶片, 造成叶片塑性变形或鼓包, 引起转子部件失去平衡或气动性能恶化, 影响发动机的正常工作^[3]。因此, 发动机风扇叶片抗冰撞设计对保证航空器的飞行安全尤其重要, 相关的军民用标准和设计规范都对航空发动机抗冰撞能力提出了严格的试验验证要求^[4]。

国内外学者对飞行器冰撞击问题开展了相关研究。在材料模型和计算方法方面, 英国皇家宇航局 Mcnaughtan 等^[5], NASA 的 Thomsom 等^[6]开展了冰雹撞击 L72 和 L73 铝合金平板试验, Kim 等^[7]、Keune^[8]、Park 等^[9]、Carney 等^[10]学者开展了冰的材料本构建模方法研究, 目前 Carney 建立的本构数值模拟结果与试验结果吻合最好。Anghileri 等^[11]研究对比了拉格朗日法 (Lagrange), 任意拉格朗日-欧拉法 (Arbitrary Lagrange Euler, ALE) 和光滑质点流体动力学法 (Smoothed Particle Hydrodynamics, SPH) 的计算效率和精度对比, SPH 法在误差允许范围内计算耗时最短。

在冰雹撞击叶片和机体方面, 徐曼等^[12-13]开展了冰雹撞击风扇转子叶片的数值模拟与试验。Xiong 等^[14-15]考虑冰雹撞击航天结构的实际情况, 基于近场动力学冰雹与靶板的撞击响应, 从实验结果中归纳了不同撞击方案引起的损伤类别。Banik 等^[16]使用

锥形和圆柱形冰, 探讨了冰的形状和长度在不同冲击速度下对钢和碳纤维复合材料的影响, 指出冰柱垂直冲击对靶板冲击能量最大, 碳纤维复合材料有更好的吸能效果。

在脱落冰撞击叶片方面, Soares^[17]提供了几种可供参考的脱落冰形状。侯亮^[18]开展了脱落冰姿态对叶片的撞击损伤行为, 发现脱落冰运动姿态影响其撞击能量的集中程度, 撞击能量越集中, 叶片塑性变形越严重, 但未对脱落冰其他因素做出讨论。

在叶片改进方面, 吴一帆等^[19]采用动态拓扑优化算法对航空发动机风扇叶片的抗鸟撞能力进行了优化, 使叶片减轻 37.9%。汪松柏等^[20]改变了前缘半径和最大厚度位置对叶片进行了抗鸟撞改进, 但增大前缘半径也导致跨音速转子叶片前缘激波增厚、激波损失增大。

综上所述, 针对冰撞击方面的研究, 目前多局限于人造冰撞击靶板或机体方面, 在脱落冰撞击方面研究不充分, 关于形状、运动轨迹对叶片的撞击损伤规律方面仍处于空白。此外, 目前关于叶片抗冰撞击改进的成果也较少。因此, 本文使用 LS-DYNA 对冰撞击叶片的过程进行细致分析, 探究在恶劣工况下, 脱落冰的形状、运动轨迹和运动姿态对跨音速风扇叶片的撞击损伤规律, 结合叶片损伤特点, 耦合叶片气动性能分析对叶片进行改进设计, 提高抗冰撞击能力。

1 试验研究

1.1 研究对象

为提高推重比, 目前主流航空发动机广泛使用高负荷跨音速风扇, 跨音速风扇叶尖工作在超音速区, 主要通过激波压缩气流, 大大提高了风扇的总

压比。与亚音速风扇相比，为适应超音速高负荷来流，跨音速风扇转子叶尖区叶型更薄、周向切线速度更大，在运行过程中更容易受到外物撞击而发生损坏。结合 Reddy 等^[21]的研究，受线速度和机匣的影响，叶片 50%~90%叶高范围最易发生结构损伤，同时考虑跨音速风扇的结构特点，使用脱落冰撞击跨音速风扇典型 80%叶高位置。考虑到飞行中最恶劣的撞击情况，本文探究叶片在设计转速下，叶片受冰撞击的损伤规律。

1.2 数值模拟方法验证

由 Carney 提出的材料本构数值仿真结果与试验结果对比^[10]及 Aughileri 进行的 SPH 法、拉格朗日法和 ALE 法数值模拟方法对比^[11]可知，由 SPH 法建立的带有状态方程描述的拉压失效弹塑性材料本构的计算精度和计算速度优于其他模型。SPH 法是一种无网格法，不需要复杂的网格结构，减少了对网格生成、网格变形、网格刷新的需求，提高了计算精度。由于不依赖网格，SPH 方法对几何大变形没有限制，避免了大变形时网格扭曲造成的精度破坏，因此适合于求解高速碰撞等动态大变形问题。

本文完成了静止叶片冰撞击试验，通过提取叶片

表 1 冰结构参数

Tab.1 Constitutive parameters of ice

Parameters	Value
Density/(kg·m ⁻³)	897.6
Young's modulus/GPa	9.31
Initial compressive flow stress/MPa	172.4
Initial tensile flow stress/MPa	17.24
Plastic tangent modulus/MPa	6.89
Poisson's ratio	0.33
Pressure cut-off in compression/MPa	4.93
Pressure cut-off in tension/MPa	0.433

表 2 状态方程参数

Tab.2 Equation of state parameters

Volumetric strain	Pressure/Pa	Bulk modulus/Pa
0	0	8.964×10 ⁹
-7.693×10 ⁻³	6.89×10 ⁷	8.964×10 ⁹
-3.125×10 ⁻²	6.89×10 ⁷	2.206×10 ⁹
-10	6.89×10 ⁷	6.895×10 ⁶

变形量，与数值模拟结果进行对比，以验证数值模拟方法的准确性。本文试验台整体如图 1 所示，设计空气炮作为冰弹发射装置，主要包括氮气瓶、储气腔、控制阀、冰弹发射管。使用氮气瓶作为外接气源，连接储气腔，待储气腔内压力达到设定值后，关闭储气瓶，在冰弹填充口放入冰弹后，开启控制阀释放压力赋予冰弹初始动能，推动冰弹撞击叶片。控制阀即为快开阀，单次开合时间为 0.1 s，发射后自动关闭，以待下次发射。

使用夹具夹住叶片底座两侧，图 2 箭头指向位置为夹具固定位置，叶片有限元建模在底座两侧采用全约束的方式。叶片前缘附近局部加密，网格尺寸为 0.6 mm，主体部分网格尺寸为 1 mm，冰弹直径为 20 mm，冰弹 SPH 粒子间距约 1 mm，叶片和冰弹部分有限元模型如图 3 所示。

静止叶片冰撞击数值模拟叶片沿轴向方向的位移量如图 4 所示，静止叶片冰弹撞击试验与数值模拟对比如图 5 和图 6 所示。高速相机测得冰弹在空气炮出口速度为 66 m/s，撞击位置为前缘叶尖附近，叶片受撞击后，前缘叶尖处向压力面弯曲变形。通过比较得知，SPH 冰弹模型碎片分布、叶片动态变形等与试验吻合较好，数值模拟和试验中叶片沿轴向位移分别为 1.69、1.59 mm，误差为 5.9%，满足本文计算需求。由于低速撞击计算误差时分母较小，因此当高速撞击时，节点位移增大，计算误差时分母增大，误差将进一步缩小。

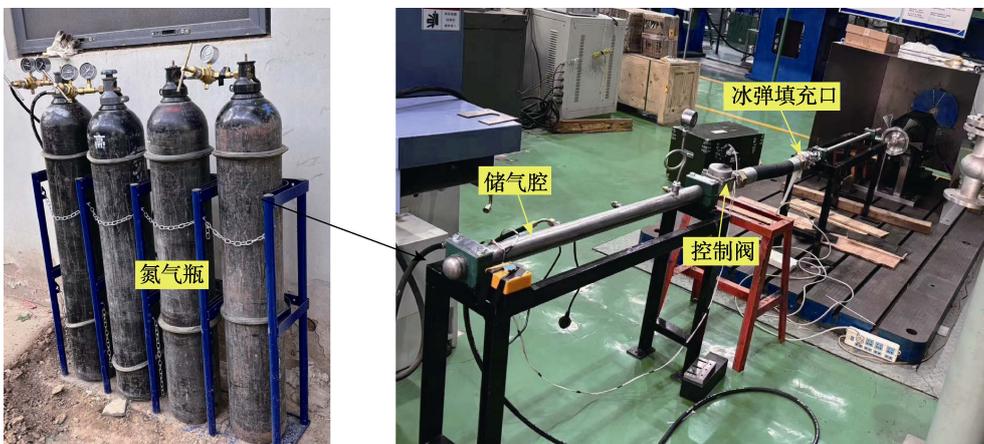


图 1 试验台

Fig.1 Experimental installation

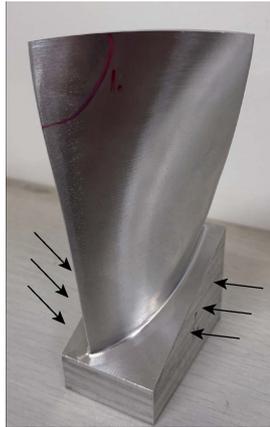


图 2 叶片实物
Fig.2 Image of blade



图 3 有限元模型
Fig.3 Finite element model

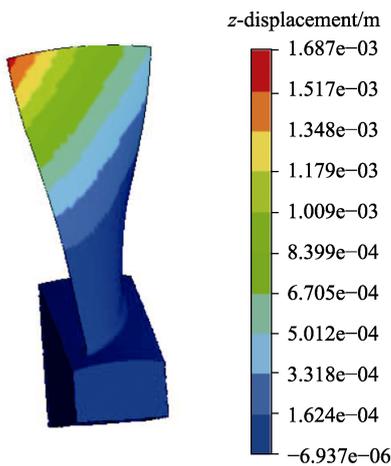


图 4 静止叶片冰撞击轴向位移云图
Fig.4 Cloud map of axial displacement of stationary blade subject to ice impact

1.3 非线性分析及运动参数

脱落冰与叶片撞击过程为非线性瞬态过程, 本文考虑了撞击过程的材料非线性、结构非线性、接触非线性。材料非线性表现在应力-应变非线性, 需考虑



图 5 静止叶片冰撞击试验
Fig.5 Test of stationary blade subject to ice impact



图 6 静止叶片冰撞击数值模拟
Fig.6 Numerical simulation of stationary blade subject to ice impact

材料的屈服强度和硬化模量带来的影响。本文风扇叶片使用带失效的 Johnson-Cook 本构, 材料为 TC17, 叶片材料参数见表 3。von-Mises 流动应力如式 (1) 所示, A 为屈服应力; B 为硬化模量; n 为硬化指数; C 为应变率强化参数; m 为热软化指数; $\bar{\epsilon}^p$ 为有效塑性应变率; $\dot{\epsilon}^*$ 为参考应变率; 过余温度 $T^* = \frac{T - T_r}{T_m - T_r}$, T 、 T_r 、 T_m 分别为材料温度、参考温度和材料融化温度。

$$\sigma_y = (A + B\bar{\epsilon}^p)^n (1 + C \ln \dot{\epsilon}^*) (1 - T^{*m}) \quad (1)$$

该模型的动态屈服应变由式 (2) 确定, D 为模型参数, 应力当量 $\sigma^* = \frac{p}{\sigma_{eff}}$ 为静压和有效应力的比值。

$$\epsilon_f = [D_1 + D_2 \exp D_3 \sigma^*][1 + D_4 \ln \dot{\epsilon}^*][1 + D_5 T^*] \quad (2)$$

当单元应变超过 ϵ_f 时, 单元失效被删除。

表 3 叶片材料参数
Tab.3 Blade material parameters

A/MPa	B/MPa	n	C	m
1 100	590	0.41	0.015 2	0.833

本文所研究结构非线性体现在几何大变形引起的几何方程的非线性。在有限元计算中, 单元刚度方

程为:

$$\mathbf{K}_e u_e = F_e \quad (3)$$

$$\mathbf{K}_e = \int_{V_e} \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} dV \quad (4)$$

式中: \mathbf{K}_e 为单元刚度矩阵; u_e 为节点位移; F_e 为节点力; \mathbf{D} 为材料特性矩阵; \mathbf{B} 为应变矩阵。

在材料本构方程非线性的条件下, 应变矩阵 \mathbf{B} 和材料特征矩阵 \mathbf{D} 均为单元节点位移的函数, 从而使刚度矩阵随单元节点位移的变化而变化。

$$\mathbf{B} = \mathbf{B}(u_e) \quad (5)$$

$$\mathbf{D} = \mathbf{D}(u_e) \quad (6)$$

在脱落冰与叶片撞击过程中, 还存在接触非线性问题。由于接触界面的区域和大小是未知的, 并且接触节点和载荷是随接触进程变化的, 因此表现出接触非线性。

脱落冰运动轨迹坐标系如图 7 所示。在脱落冰撞击的范围内, 按照叶片旋转方向从叶片 1 到叶片 4 顺序编号, 叶片以转速 ω 旋转, 叶片被撞击位置的半径为 R , 脱落冰入射方向与轴向速度方向的夹角 α 为入射角。风扇转子叶片被撞击截面的简化叶栅切割模型如图 8a 所示, 球体代表脱落冰, 虚线表示叶片中弧线, 叶片撞击截面的切线速度为 V_t 。图 8b 中, 虚线为叶片轴线方向, 脱落冰以速度 V_1 飞向叶片, 脱落冰沿叶片所在平面法向速度分量为 V_n , 沿叶片切向速度 V_t 。在叶栅上建立局部坐标系, 在局部坐标系中, 脱落冰的运动速度为 V_1 , 此外还存在一个与叶栅切线

速度方向相反、大小同为 V_t 的周向速度, 脱落冰以两者的合速度 V_s 飞向叶栅。根据几何关系:

$$\tan \beta = \frac{V_t}{V_n} \quad (7)$$

$$\vec{V}_s = \vec{V}_n + (\vec{V}_t + \vec{V}_r) \quad (8)$$

当脱落冰沿旋转轴向方向运动 ($\alpha=0^\circ$) 撞击风扇时:

$$\vec{V}_s = \vec{V}_1 + \vec{V}_r \quad (9)$$

脱落冰撞击叶片的撞击能量:

$$E_k = \frac{1}{2} m_{ice} V_s^2 \quad (10)$$

由以上参数确定了脱落冰撞击叶片的运动状态。

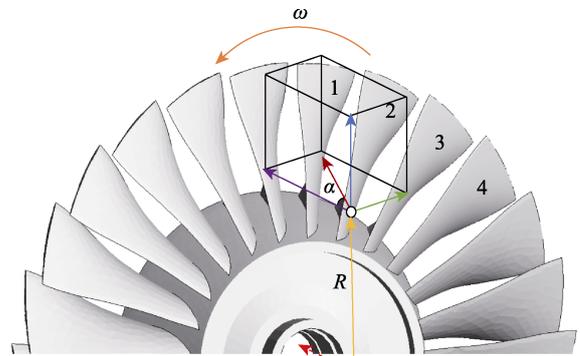


图 7 脱落冰运动轨迹
Fig.7 Movement path of the falling ice

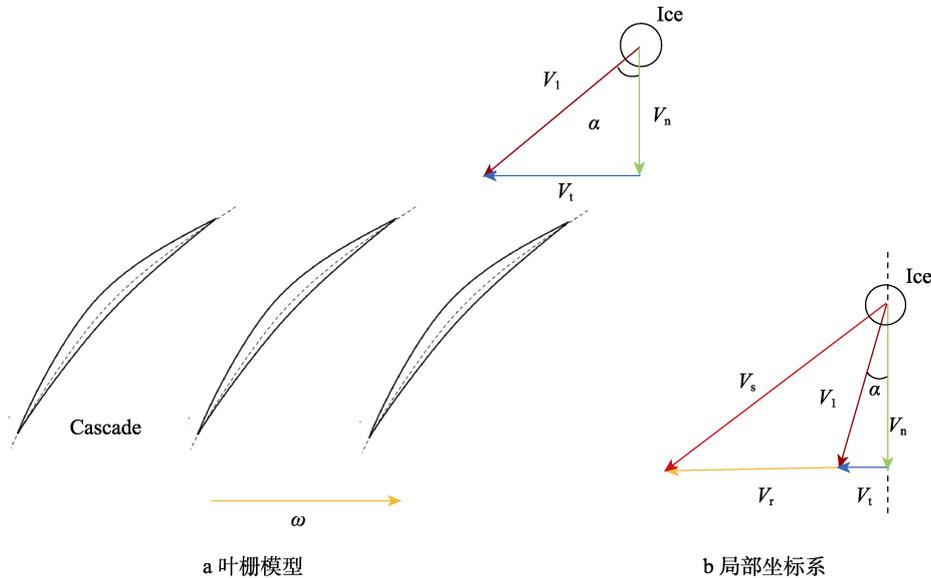


图 8 冰撞击叶栅切割模型
Fig.8 Cutting model of cascade subject to ice impact: a) cascade model; b) local coordinate system

2 结果与分析

受气动力的作用及结冰位置等因素的影响, 脱落的冰块撞击风扇叶片时, 冰块的几何形状、运动轨迹和姿态具有随机性^[22-24]。在脱落冰撞击叶片过程中,

叶片温度几乎保持不变, 内能的变化主要由叶片变形引起, 本文使用塑性变形面积、撞击力、叶片内能大小以及损伤单元情况来衡量叶片的整体损伤程度, 揭示几何形状、运动轨迹、运动姿态对叶片的撞击损伤规律。

2.1 脱落冰形状对风扇叶片损伤的影响

受结冰条件和除冰系统的影响, 脱落冰的形状具有多样性。为探寻航空发动机风扇转子叶片积冰规律, 同时为获得跨音速转子脱冰形状, 为风扇转子叶片抗冰撞击改进方法提供理论支撑, 研究团队开展了跨音速风扇转子积冰脱落试验。风扇叶片脱冰试验^[25]在表 4 中结冰条件下得到的脱冰形状如图 9 所示, 得

到脱落冰主要为不规则多面体。块状冰主要脱落于唇口附近, 片状冰主要脱落于叶片、进气道和旋转帽罩。

表 4 结冰试验条件
Tab.4 Icing test conditions

Rotation speed/ (r·min ⁻¹)	Tempera- ture/K	Droplet parti- cle size/μm	Liquid water content/(g·m ⁻³)
1 200	264.15	20	0.45

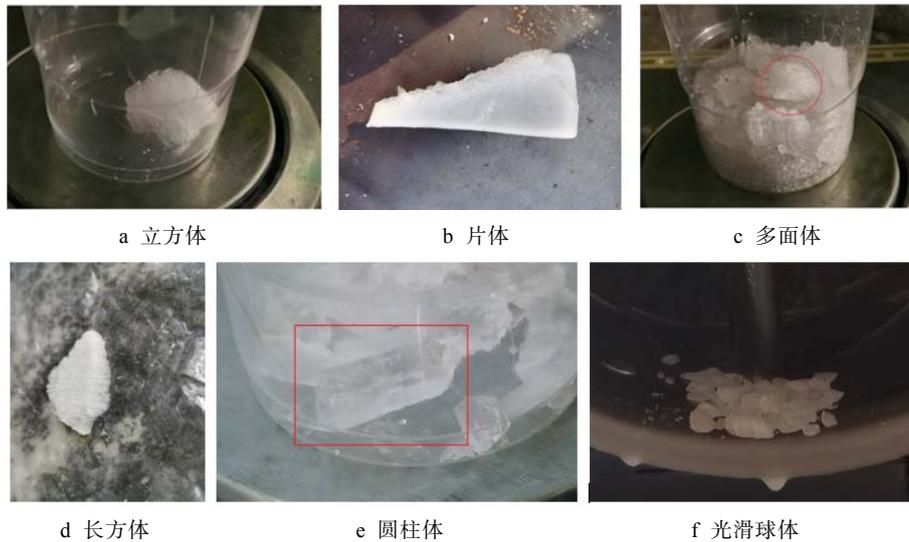


图 9 脱冰试验所得脱落冰冰型

Fig.9 Ice types obtained from ice falling test: a) cube; b) flake; c) polyhedron; d) cuboid; e) cylinder; f) sleek sphere

Suares^[17]提供了多种适用于脱落冰形状, 多数是长方体, 还有正方体、球体、半球体、圆柱体等。结合研究团队跨音速风扇转子积冰脱落试验结果及Suare 提供的脱落冰形状, 本文选取脱落冰形状分别是球体、圆柱、正方体、长方体、片体, 其中片体为 1 厚 1 薄 2 种, 形状如图 10 所示。在脱冰实验测得脱落冰平均质量约为 7.7 g, 依据脱落冰质量确定脱落冰尺寸大小, 不同形状冰型几何尺寸见表 5。保持质量相同, 保持同一质心位置, 以 150 m/s 的速度撞击风扇转子叶片, 球体脱落冰与风扇叶片接触位置是外表面, 立方体为端面, 长方体和圆柱均为侧面。

表 5 脱落冰几何参数

Tab.5 Geometric parameters of falling ice

Shape	Geometry dimensions/mm
Sphere	Radius=12.7
Cylinder	Bottom radius=11.09 Height=22.18
Cube	Length=20.47
Cuboid	Length=23.43 Width=23.43 Height=15.62
Thick flake	Length=32.74 Width=32.74 Height=8
Thin flake	Length=46.3 Width=46.3 Height=4

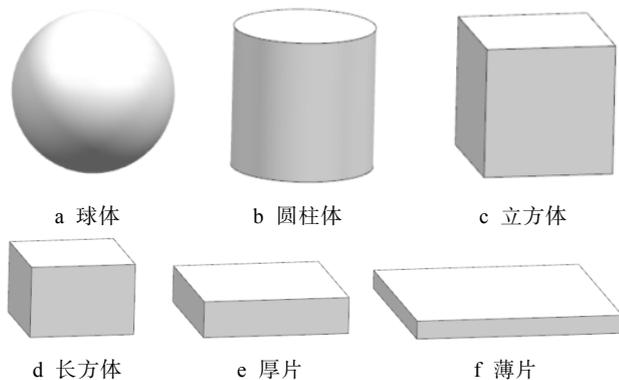


图 10 不同脱落冰几何形状

Fig.10 Different geometric shapes of falling ice: a) sphere; b) cylinder; c) cube; d) cuboid; e) thick flake; f) thin flake

风扇转子叶片受不同形状脱落冰撞击下塑性变形如图 11 所示, 叶片所受撞击力和叶片内能随时间的变化分别如图 12 和图 13 所示。由图 11 可知, 高速旋转叶片受外物撞击时, 前缘向吸力面弯曲变形, 叶片 3 中心处纵向弯折最严重。由于结构相似性, 球体、立方体和圆柱体脱落冰撞击风扇叶片时, 叶片所受的撞击力和内能大小相当, 球体脱落冰最大, 分别



图 11 叶片受不同形状脱落冰撞击的塑性变形

Fig.11 Deformation of blades impacted by falling ice with different shapes: a) sphere; b) cylinder; c) cube; d) cuboid; e) thick flake; f) thin flake

为 20 287 N 和 147 J。球体、圆柱体、立方体脱落冰撞击时,在叶片 2 和叶片 3 前缘造成了局部单元失效,在结构上体现为前缘滞钝,前缘附近由圆角变为平台和锯齿状损伤,如图 11a~d 所示。球体脱落冰撞击叶片时,叶片产生了 77 782 个塑性单元,叶片 2 和叶片 3 前缘附近向吸力面方向弯曲,叶片最大节点相对位移分别达到 3.24、7.15 mm,在叶片 2 前缘出现了展向长度为 20 mm,弦向深度达到 1.6 mm 的平台,在 86%叶高位置出现了从前缘向叶片内部延伸 4 mm 深度的裂缝,叶片 3 前缘出现了展向长度为 17 mm,弦向深度为 1 mm 的平台,在 90%叶高位置形成从前缘向叶片内部延伸 4.6 mm 的裂缝。圆柱体脱落冰撞击叶片时,叶片产生了 71 502 个塑性单元,叶片 3 变形最严重,叶片位移达到 5.32 mm,叶片 2 前缘出现了展向长度为 17 mm,弦向深度约为 1 mm 的锯齿状伤痕,在吸力面出现从前缘位置向内部延伸长度为 3.8 mm 的凹痕。这是由于叶片吸力面出现拉伸变形,拉应力超过了材料拉伸极限,导致叶表出现单面撕

裂。叶片 3 前缘也产生了展向长度 15 mm 的锯齿状伤痕,在 90%叶高位置出现了从前缘向叶片内部延伸 2.6 mm 长的裂缝。正方体脱落冰撞击叶片时,产生了 75 783 个塑性单元,叶片 3 变形最严重,节点相对位移最大达到 5.83 mm,叶片 2 前缘出现 2 段展向长度分别为 7.3、3 mm 的锯齿状损伤,在 85%叶高吸力面形成了从前缘向内部延伸 3.5 mm 的单面伤痕。长方体脱落冰撞击叶片时,由于延展面积较大,在叶片 1 和叶片 2 前缘均出现了小范围的锯齿状伤痕,但并未出现明显的撕裂损伤,这是由于脱落冰厚度减小使脱落冰更加易碎,塑性单元数量为 57 716。2 种片体脱落冰撞击叶片时,对叶片的撞击损伤较轻,薄片体撞击叶片时,叶片的最大撞击力和内能最小,分别为球体脱落冰撞击时的 29%和 22%,片体脱落冰由于正面表面积较大,切割距离更长,撞击持续时间也更长,冰片撞击了 4 个相邻叶片,4 个叶片均发生了塑性变形,但整体来看变形较小。随着脱落冰厚度减小,叶片的损伤依次减轻,这是由于脱落冰厚度减小,冰

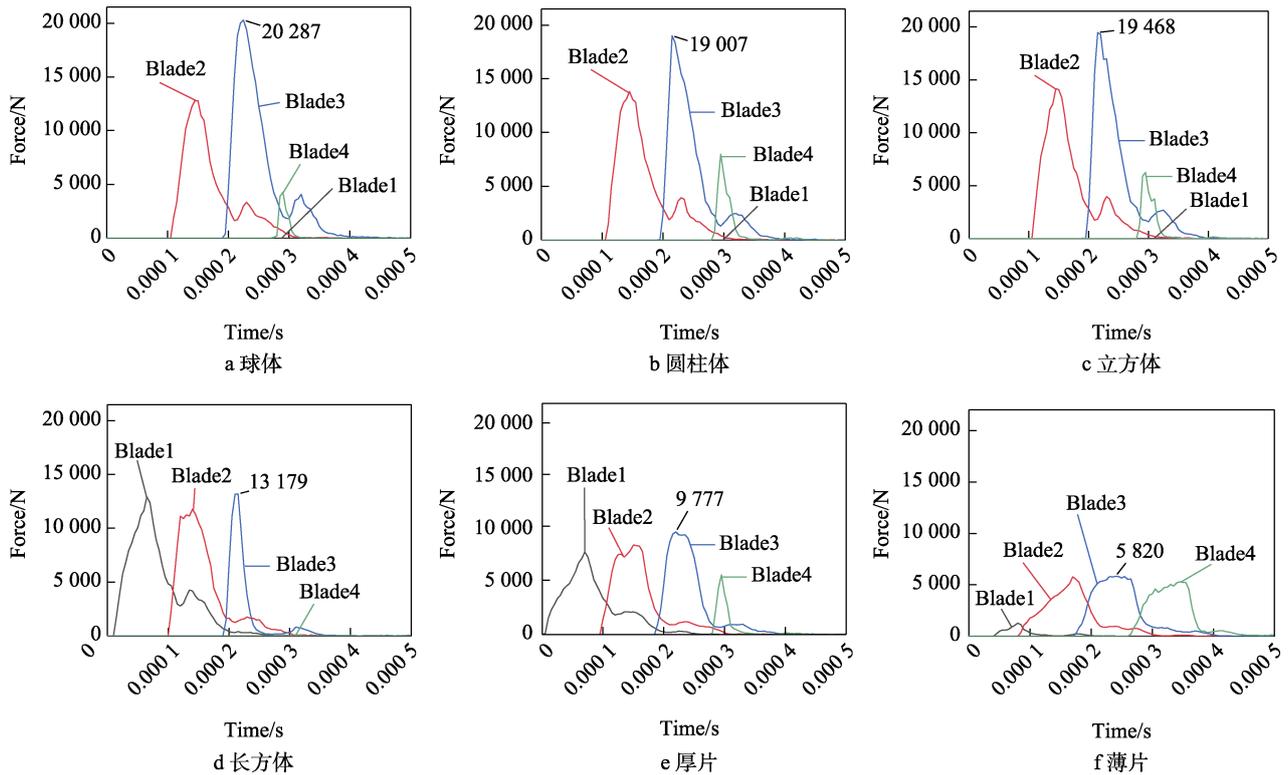


图 12 不同形状脱落冰对叶片的撞击力

Fig.12 Impact force of blades impacted by falling ice with different shapes: a) sphere; b) cylinder; c) cube; d) cuboid; e) thick flake; f) thin flake

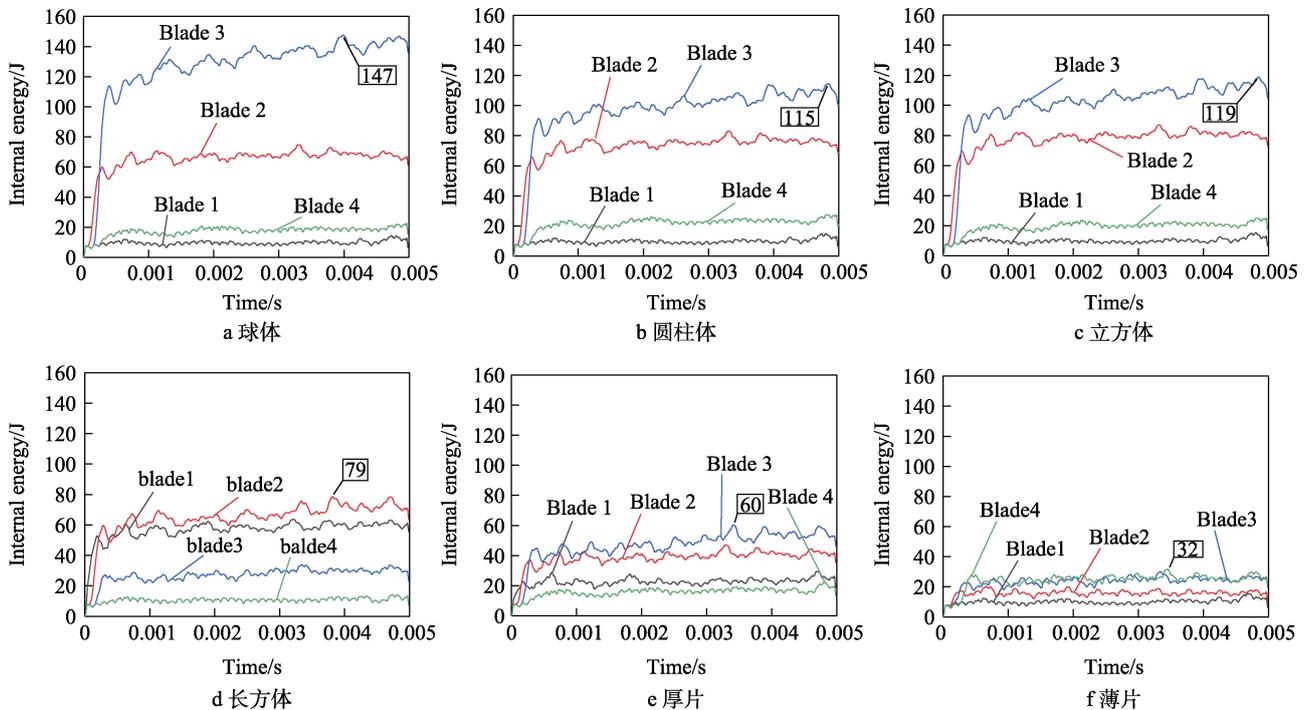


图 13 叶片受不同形状脱落冰撞击的内能

Fig.13 Internal energy of blades impacted by falling ice with different shapes: a) sphere; b) cylinder; c) cube; d) cuboid; e) thick flake; f) thin flake

的结构强度降低了, 撞击叶片时易破碎, 产生的撞击力减小, 叶片的损伤也减轻。从图 11 可以看出, 叶片被脱落冰撞击时, 叶片损伤位置主要在前缘和叶根。一方面, 脱落冰被叶片切前缘切割, 撞击力作用

于前缘附近导致前缘变形; 另一方面, 撞击力导致叶片弯曲, 使叶根处出现折痕和裂纹。叶片前缘变形使风扇气动性能下降, 叶根尾缘的缺口将在风扇的持续工作中进一步扩展, 导致叶片过早发生疲劳断裂。综

上所述，叶片的损伤程度与脱落冰的结构强度有关，脱落冰形状越接近于球体，结构强度越大，对叶片的撞击损伤越严重。

2.2 脱落冰运动轨迹对风扇叶片损伤的影响

受气动力及结冰位置的影响，脱落冰的运动轨迹具有随机性。为探究脱落冰运动轨迹对叶片的撞击损伤规律，将脱落冰的运动轨迹简化为直线，改变入射角 α 的大小来模拟脱落冰不同的入射方向。当脱落冰速度的方向与叶片线速度方向同向时，脱落冰与叶片的相对速度较小，对叶片的损伤较轻，本文不做具体分析。为获得较大的相对速度，使入射角 α 分别为 -15° 、 0° 、 15° 、 30° 、 45° 、 60° ，选取球体脱落冰撞击叶片，脱落冰运动速度为 150 m/s 。

受运动轨迹的影响，脱落冰形成的切片数量、脱落冰对叶片的撞击力和叶片的变形情况均随入射角的变化有所不同。脱落冰与叶片的撞击过程如图 14 所示，由于叶片巨大的切向速度和高稠度，脱落冰撞击叶片前缘附近压力面，导致叶片前缘向吸力面弯曲。脱落冰撞击叶片时，首先撞击叶片前缘，进而被切割为多个冰片，切割后的脱落冰沿压力面尾缘滑出。当入射角为 -15° 、 0° 时，脱落冰仅撞击 2 个相邻叶片，被切成 2 部分，叶片 1 的前缘切割脱落冰，脱落冰部分沿叶片 1 的压力面滑出，剩余冰片撞击叶片

2 压力面，叶片 1 的前缘向背侧弯曲。此时相对速度较小，叶片所受的撞击力和内能变化也较小，叶片未出现明显变形。当入射角为 15° 时，此时脱落冰撞击 3 个相邻叶片，被叶片 1 和叶片 2 前缘切割后，剩余冰片撞击叶片 3，但剩余冰片质量较小，产生的撞击力不足以损坏叶片 3，沿叶片 3 压力面全部滑出，在叶片 1 前缘形成了 17.5 mm 锯齿状伤痕。当入射角为 30° 和 45° 时，脱落冰撞击 4 个相邻叶片，但叶片 4 没有发生塑性变形。沿 45° 轨迹撞击时，叶片所受撞击力最大，为 $17\ 828\text{ N}$ ，前 3 个叶片前缘均向背侧弯曲并出现锯齿状缺口，在叶片 2 前缘位置出现了约为 4 mm 的裂缝，叶根均出现弯折，叶片损伤比小角度撞击时更严重。由图 15 可知，当入射角为 60° 时，脱落冰被切割成 5 片，单一部分的脱落冰质量较小，因此叶片的最大撞击力和最大内能相比 45° 撞击时有所减小，4 个叶片均发生了变形，4 个叶片均形成锯齿状前缘，但未出现裂口，但总体来看变形减轻，叶片 2 相比 45° 撞击时内能减小 20 J 。叶片的最大撞击力和内能随入射角度的变化规律如图 16 所示，两者变化趋势一致。在 45° 以内，由于相对速度增大，最大撞击力和叶片内能随入射角的增大而增大；入射角大于 45° 时，虽然相对速度继续增大，但由于单个叶片切割脱落冰的质量减小，叶片所受的撞击力减小，叶片整体变形减轻。根据撞击时程（见图 14）、叶片的撞击力（见图 17）

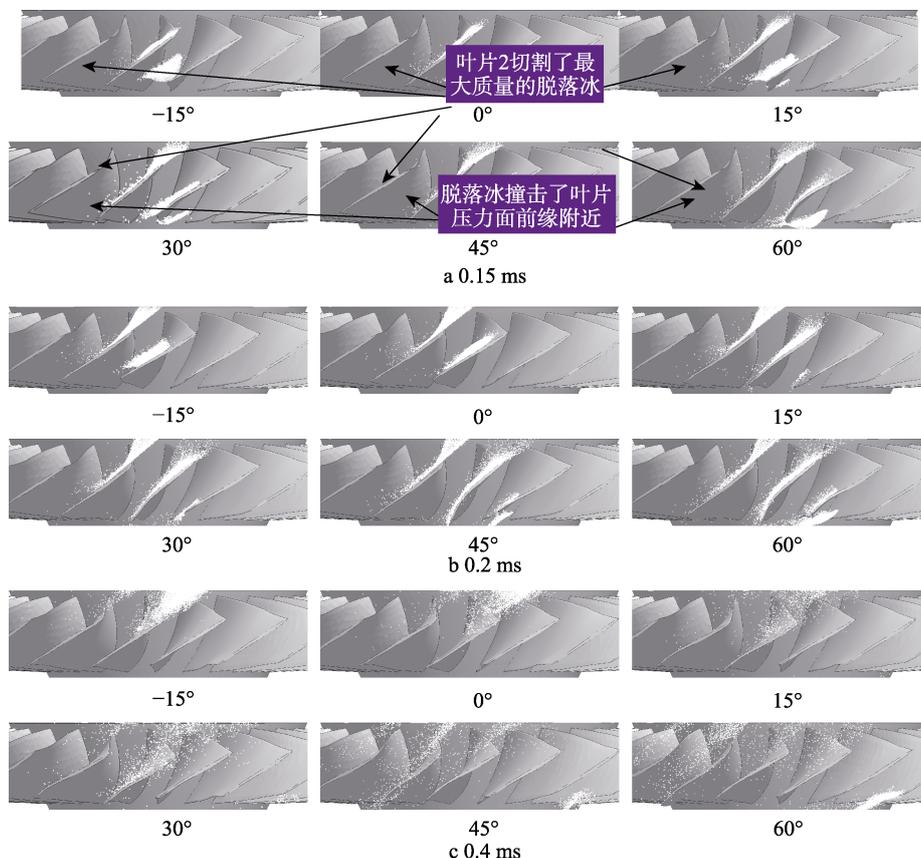


图 14 不同入射角脱落冰撞击叶片过程
Fig.14 Process of blades impacted by falling ice at different incidence angles

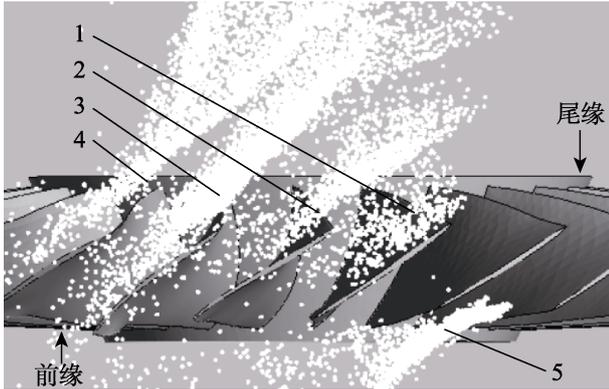


图 15 入射角为 60°时脱落冰形成切片数量(0.3ms)
Fig.15 Number of slices of falling ice at incidence angle of 60° (0.3 ms)

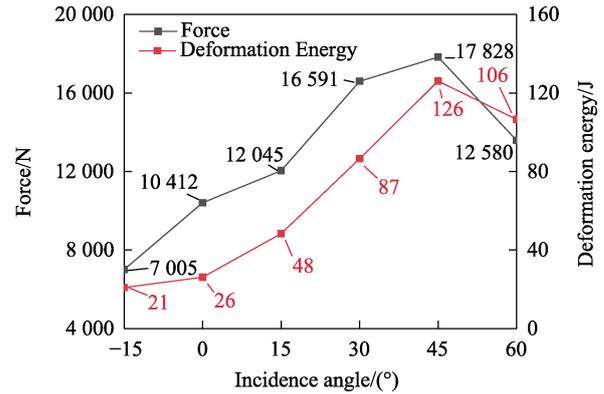


图 16 叶片所受最大撞击力和最大内能
Fig.16 Maximum impact force and internal energy of blades impacted by falling ice

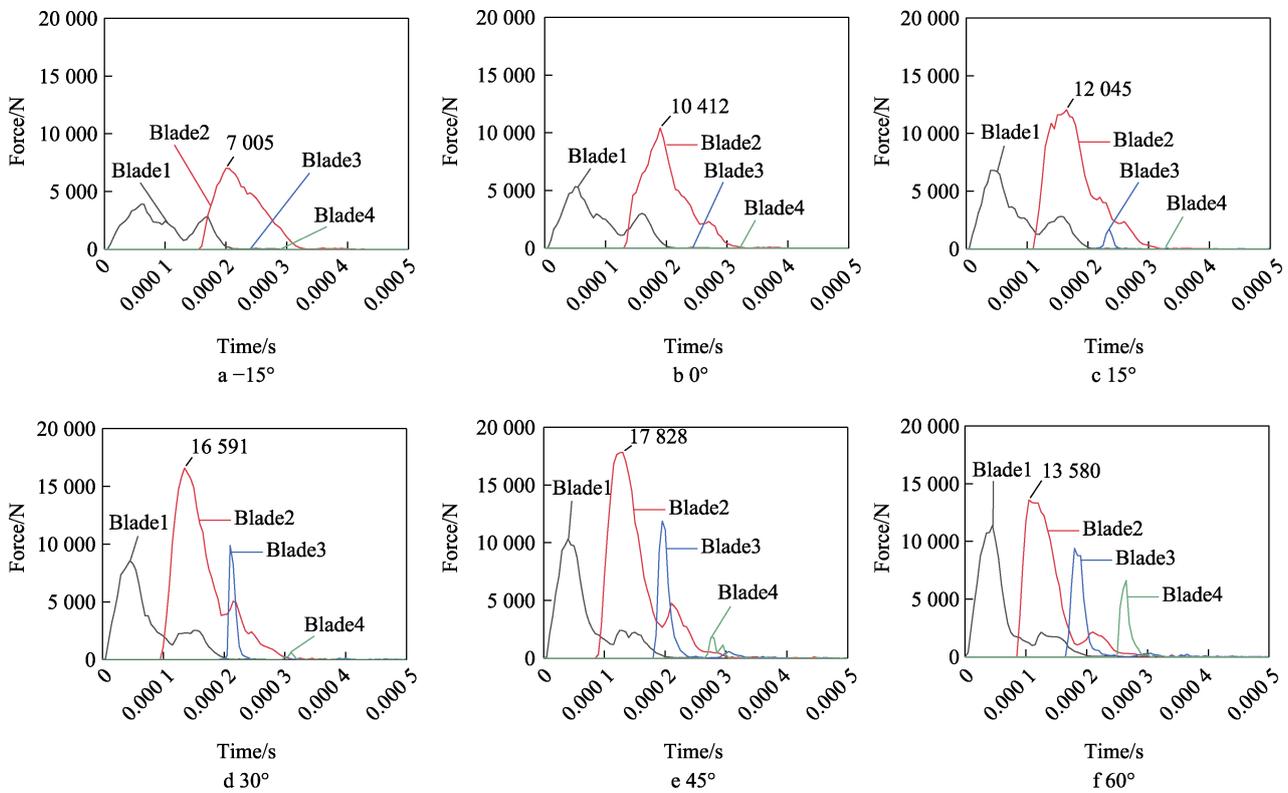


图 17 不同入射角脱落冰对叶片的撞击力
Fig.17 Impact force of blades impacted by falling ice at different incidence angles

和叶片内能（见图 18）随时间的变化规律得知，在撞击过程中，叶片 2 切割冰块质量较大，损伤最严重。

综上所述，叶片的损伤与切割脱落冰的质量有关，叶片切割脱落冰的质量越大，所受撞击力越大，损伤越严重。当入射角不超过 45°时，入射角越大，相对速度越大，脱落冰撞击叶片时，叶片损伤越严重；当入射角超过 45°时，叶片切割的脱落冰质量减小，虽撞击叶片数增加，但整体变形减轻。

2.3 脱落冰运动姿态对风扇叶片损伤的影响

脱落冰在运动时往往进行着自转，导致脱落冰以不同的运动姿态撞击叶片。为探究脱落冰运动姿态对

叶片的撞击损伤规律，采用片体脱落冰以不同的姿态撞击风扇转子叶片。如图 19 所示，在冰片上建立局部坐标系，坐标系原点位于冰片质心位置。当冰片绕 x 轴做周向旋转时，姿态较为接近，因此本文不再具体分析。以脱落冰上表面平行于水平面，端面平行于叶片所在平面为初始姿态，依据右手定则分别绕局部坐标系 y 轴和 z 轴旋转 30°、60°、90°、120°、150°，得到 11 个不同姿态，于同一质心位置以 150 m/s 的速度撞击叶片，冰片的长、宽均为 46.3 m，厚为 4 mm。

薄片脱落冰撞击叶片时，叶片前缘并未出现结构方面的伤痕。叶片受不同姿态冰片撞击的最大撞击力如图 20 所示。当脱落冰绕 y 轴旋转时，对叶片的最

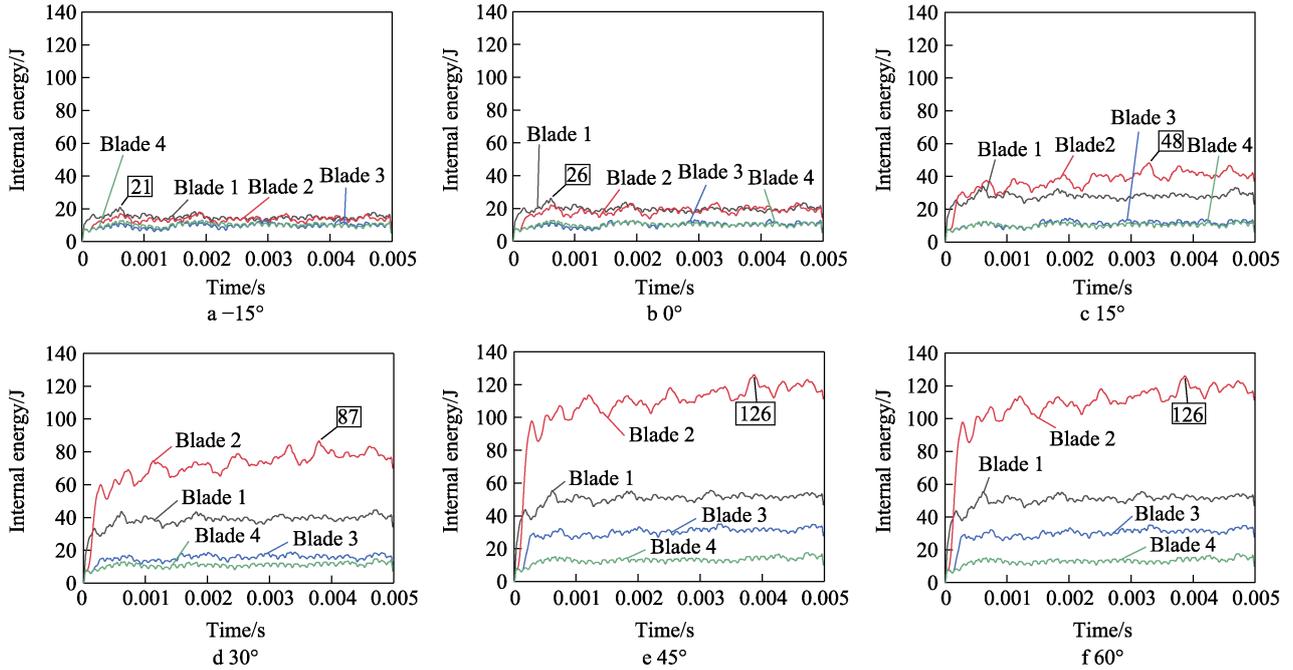


图 18 叶片受不同入射角脱落冰撞击的内能

Fig.18 Internal energy of blades impacted by falling ice at different incidence angles

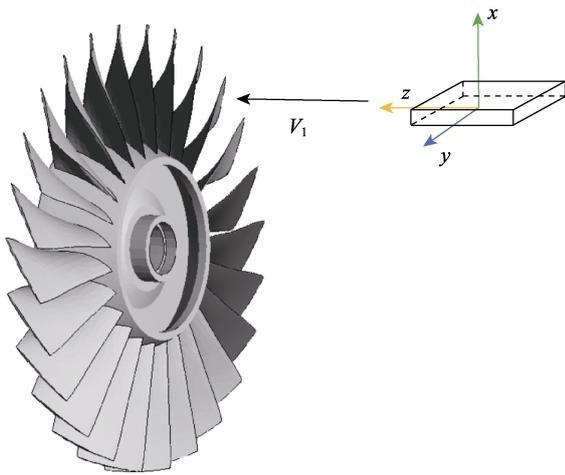


图 19 脱落冰姿态

Fig.19 Falling ice attitudes

大冲击力呈先增大、后减小的趋势。当冰片旋转 90° 撞击叶片时，冲击力最大，为 10 324 N，此时脱落冰所在平面与叶盘所在平面平行。冰片绕 z 轴旋转时，对叶片冲击力的大小变化趋势与绕 y 轴旋转时相同。当旋转 90° 时，叶片所受冲击力最大，为 8 247 N，叶片撞击损伤最严重的脱落冰姿态如图 21 所示。

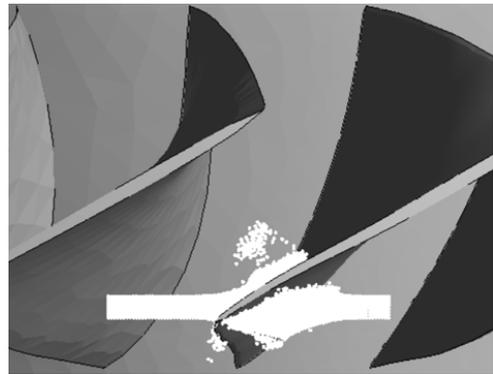


图 21 叶片受冰片绕 y 轴旋转 90° 姿态撞击示意图

Fig.21 Diagram of blade impacted by ice flake at 90° attitude around y-axis

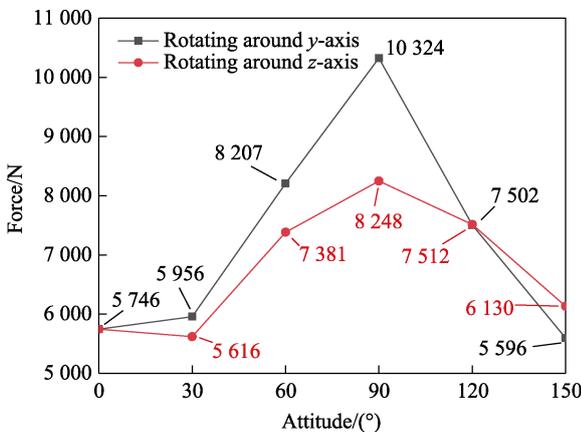


图 20 叶片受不同姿态冰片撞击时最大冲击力

Fig.20 Maximum impact force of blades impacted by ice flake at different attitudes

脱落冰撞击叶片时，冰片姿态对叶片变形有直接影响。首先，不同运动姿态导致叶片切割冰片质量和撞击能量集中程度不同，切割冰片质量对叶片损伤的影响前文已分析。对于撞击能量，侯亮^[18]已开展相关研究，得出撞击能量越集中，叶片变形越严重，本文不再赘述。其次，叶片的损伤主要位于前缘附近，脱落冰对前缘附近的撞击载荷越大，叶片损伤越严重。

由前文知，受脱落冰撞击时，叶片的主要损伤位置在前缘附近。首先前缘切割脱落冰，紧接着被切割

的冰片进入叶片通道。如图 22 所示, 虚线表示撞击叶片时的切割位置, 冰片绕 y 轴旋转 90° 后, 撞击叶片时, 前方的冰片 (阴影部分) 撞击载荷均施加于前缘附近, 而冰片绕 z 轴旋转 90° 后, 前方的冰片 (虚线框内) 进入叶片通道, 并未与前缘发生撞击, 撞击前缘的冰量减少, 撞击力相比前者减小 20%。当前缘附近的冰片也进入通道后, 沿压力面滑移, 其速度方向逐渐变为平行于叶片表面切面的方向, 此时冰片不足以再对叶片构成损伤。因此, 脱落冰撞击叶片时, 若切割冰片质量相近, 撞击前缘的冰量越大, 叶片的撞击损伤越严重。

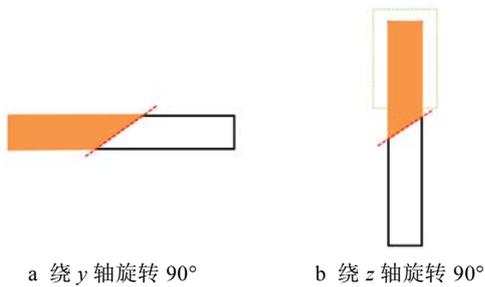


图 22 冰片被叶片切割的位置
Fig.22 Position of ice flake cut by blade: a) rotating 90° around y-axis; b) rotating for 90° around z-axis

脱落冰绕 y 轴旋转 90° 和原始姿态撞击时叶片的塑性变形情况如图 23 所示。冰片绕 y 轴旋转 90° 后, 对叶片的撞击损伤面积远大于原始姿态。这是由于冰片绕 y 轴旋转 90° 后, 前缘切割了冰片面积最大的正面, 相比于其他姿态, 脱落冰对叶片从近似为点撞击的形式变为面撞击, 撞击前缘的冰量最多, 损伤的范围也最大。

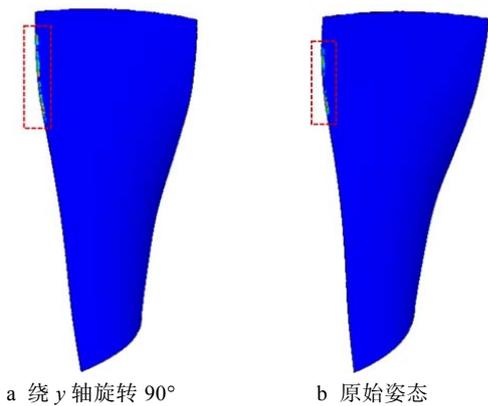


图 23 叶片塑性变形
Fig.23 Plastic deformation of blade: a) rotating for 90° around y-axis; b) initial attitude

2.4 风扇转子叶片改进设计

由前文知, 跨音速风扇转子遭遇脱落冰撞击时, 切线速度过大导致前缘弯曲甚至断裂。叶片前缘结构破坏将导致激波结构和强度发生变化, 影响叶型效率

和做功能力。如图 24 所示, 前缘弯曲使前缘激波增强, 激波损失增大。因此, 抗冰撞击叶型改进设计应着重提升转子前缘的刚性。

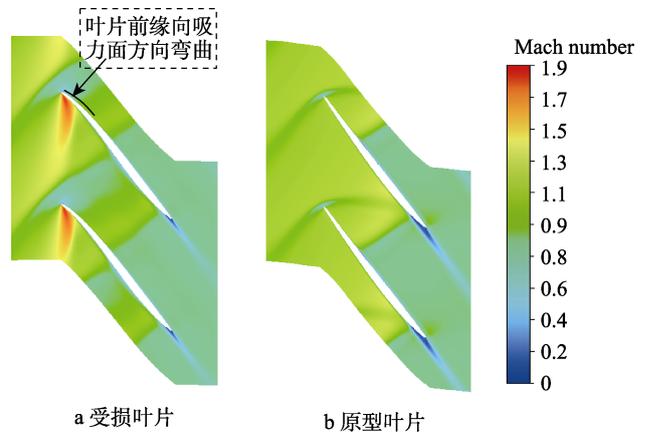


图 24 受损叶片和原型叶片相对马赫数云图
Fig.24 Cloud map of relative Mach number of damaged and original blades: a) damaged blade; b) original blade

当叶片处于高转速工作时, 巨大切向速度和高稠度决定了叶片前缘与冰块发生撞击。当叶片处于高转速时, 由于切向速度 V_r 过大, 坐标系中合速度方向与轴向的夹角 θ 大于叶片前缘几何角 β_1 , 这导致脱落冰撞向叶片压力面, 引起前缘附近向吸力面方向弯曲变形。对此, 采用“泄力”的方式, 增大前缘几何角, 使其更接近 θ , 使脱落冰被前缘切开, 这样减小了压力面所受的撞击载荷, 减轻叶片损伤。另外, 调整前缘几何角相当于使叶片处于“反变形”状态, “反变形”量相当于为叶片提供了变形裕度, 如图 25 所示。

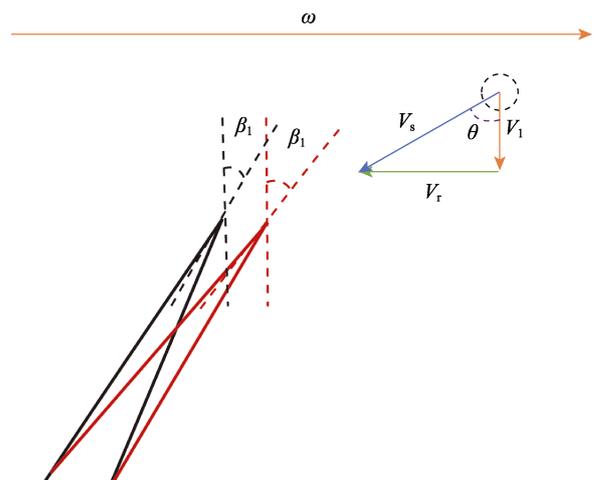


图 25 叶片改进方案 1
Fig.25 Blade improvement scheme 1

为验证上述方案可行性, 在 80% 叶高截面位置增大叶片的进口几何角, 为避免增大吸力面曲率引起叶片提前失速, 同时调整叶片安装角和出口几何角。原型叶片的进出口几何角、安装角分别为 58.5° 、 49° 、 55.71° , 调整参数如表 6 中 Blade2 和 Blade3 所示。

表6 方案1叶片改进参数

Tab.6 Blade improvement parameters of scheme 1

Blade	$\beta_1/(\circ)$	$\beta_2/(\circ)$	$\gamma/(\circ)$
Original	58.5	49	55.71
Blade1	60.5	50	56.71
Blade2	62.5	51	57.71

分别使脱落冰沿 0°和 45°入射角撞击 3 组叶片，探究叶片抗冰撞击能力变化规律。为便于比较叶片的变形程度，将受撞叶片的内能求和，叶片内能变化曲线如图 26 所示。由图 26 可知，Blade1 和 Blade2 在 2 个角度脱落冰内能曲线大部分均位于原型叶片之下，并且随叶片几何角的增加，叶片受撞后内能依次减小，增大进出口几何角和安装角对提高抗冰撞击能力有积极的效果。

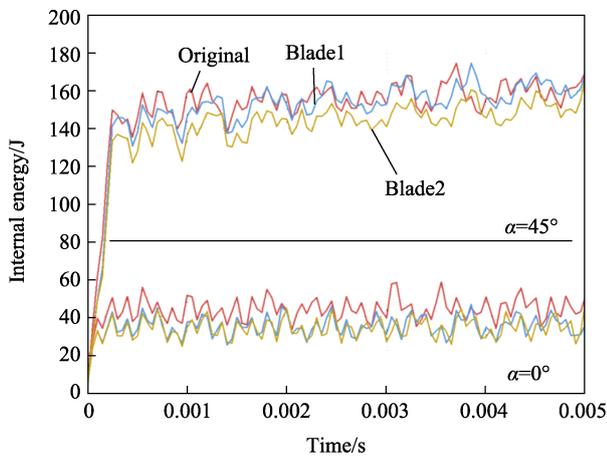


图 26 叶片内能 (方案 1)

Fig.26 Internal energy of blades (scheme 1)

调整叶片局部厚度能直接增加叶片前缘刚性，提高叶片抗冰撞击能力。为进一步提高叶片抗冰撞击能力，修改叶片积叠厚度，在前缘附近进行局部加厚，如图 27 所示。



图 27 叶片改进方案 2

Fig.27 Blade improvement scheme 2

为验证上述方案可行性，在 80%叶高截面位置修改叶片积叠厚度， P_1 、 P_2 、 P_3 、 P_4 分别表示 8.3%弦

长位置、16.7%弦长位置、24.9%弦长位置和 33.2%弦长位置的修改参数见表 7。此方案尽可能保留了原本的前缘形状，避免引起过大的激波损失。

表 7 方案 2 叶片改进参数

Tab.7 Blade improvement parameters of scheme 2

	P_1/mm	P_2/mm	P_3/mm	P_4/mm
Original	0.107	0.174	2.28	2.76
Blade3	0.157	0.224	2.38	2.86
Blade4	0.207	0.274	2.43	2.91

由于叶片采用重心积叠的方式，为保证前缘位置不变，将叶片弦长增加 1.7 mm。该方案对叶型结构的改动最小，对气动性能的影响最小。同样将改进叶片与原型叶片分别受沿 0°和 45°两个入射角运动的冰块撞击，将受撞叶片内能求和比较，探究叶片抗冰撞击能力变化规律，如图 28 所示。随积叠厚度增加，叶片受撞后内能依次减小，修改叶表曲率对叶片的抗冰撞击改进效果优于改变叶片进出口几何角和安装角，撞击结束后，Blade4 内能均值小于 Blade2。

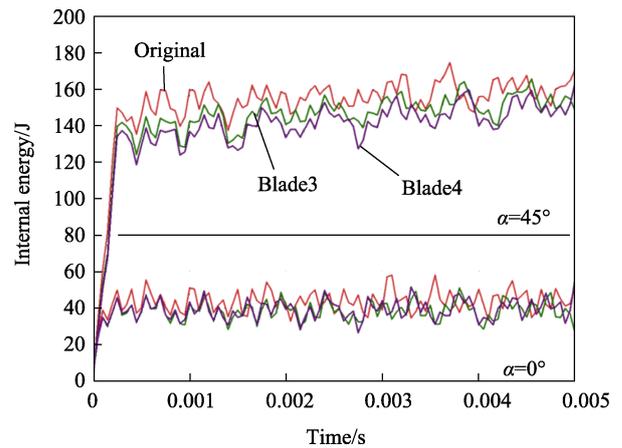


图 28 叶片内能 (方案 2)

Fig.28 Internal energy of blades (scheme 2)

对此，将叶片进行改进设计，将进口几何角增加 2°，出口几何角和安装角增大 1°，同时将 8.3%弦长位置和 16.7%弦长位置积叠厚度增加 0.5 mm，24.9%弦长位置和 33.2%弦长位置积叠厚度增加 0.1 mm，为避免影响失速裕度，将叶片弦长延长 5%。由于进口几何角的增大和叶片局部加厚影响了叶片通道通流能力，导致风扇部件的流量和效率下降。为保证风扇气动性能，同时尽可能地增加流量，在安装空间允许的情况下降低了风扇轮毂半径，采取这些措施有效降低了风扇进口轴向马赫数，提升了风扇的流通能力。同时，在造型设计技术一定的情况下也改善了风扇的效率。

改进后叶片与原型叶片受脱落冰撞击后内能变化曲线如图 29 所示。在大角度撞击情况下，改进叶

片内能的曲线整体在原型叶片之下, 改进叶片的内能峰值为 147 J, 相对原型叶片的 175 J 下降了 16%, 具有明显的改进效果。

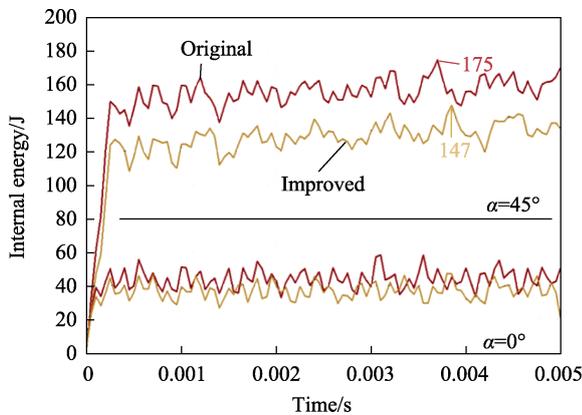


图 29 叶片改进前后内能变化对比

Fig.29 Comparison of internal energy changes before and after blade improvement

原型叶片和改进叶片等熵效率和总压比随流量的变化如图 30 和图 31 所示。叶片弦长增加使失速裕度提升 16.2%, 叶片峰值效率提高 0.33%。

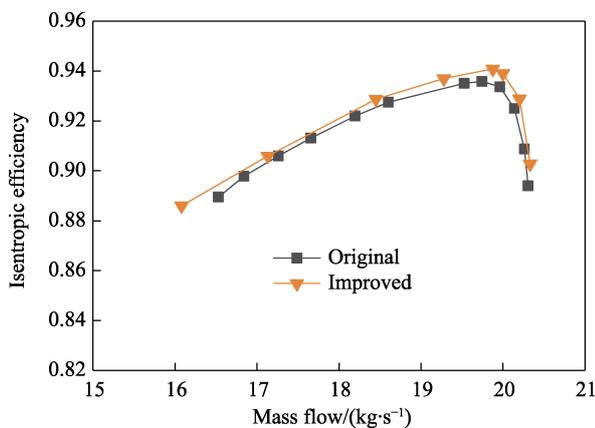


图 30 等熵效率

Fig.30 Isentropic efficiency

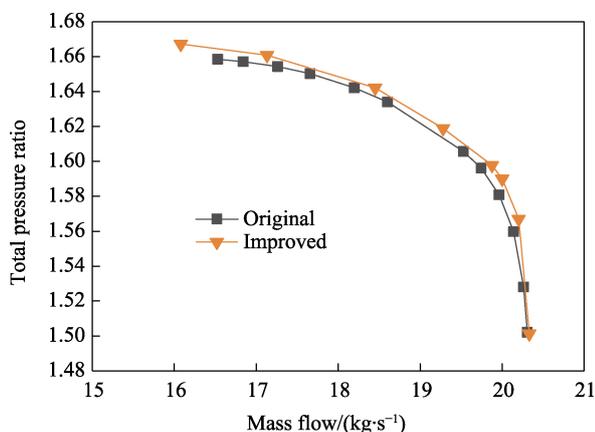


图 31 总压比

Fig.31 Total pressure ratio

3 结论

本文开展了航空发动机风扇转子叶片脱落冰撞击损伤规律和叶片改进设计研究, 得出以下结论:

1) 叶片受脱落冰撞击的主要损伤形式为前缘弯曲和锯齿状损伤以及叶根缺口, 脱落冰的形状决定了其结构强度, 其结构强度影响受撞叶片的损伤程度。质量相同的脱落冰, 在同样的撞击工况下, 叶片受球体冰撞击损伤最严重; 片体冰强度最差, 撞击叶片时损伤最轻, 叶片所受撞击力和内能为球体脱落冰撞击时的 29% 和 22%。

2) 叶片的损伤程度由叶片与冰块之间相对动能和叶片切割冰块的质量共同决定。叶片切割脱落冰的质量越大, 产生的撞击力越大, 叶片塑性变形越严重。随入射角增大, 损伤叶片数增加, 叶片塑性变形程度先增加后减小。当脱落冰入射角为 45° 时, 叶片损伤最严重。

3) 脱落冰撞击姿态对叶片损伤的影响表现在脱落冰对叶片前缘的撞击载荷不同。叶片的撞击损伤主要位于前缘附近, 当冰片从初始姿态绕 y 轴旋转 90° 时, 对前缘的撞击载荷最大, 叶片塑性变形最严重。

4) 调整叶片进出口几何角、安装角以及局部加厚有利于提高叶片抗冰撞击能力。改进后叶片受沿 45° 入射角脱落冰撞击后内能峰值减小 16%, 失速裕度提高 16.2%, 峰值效率提高 0.33%。

参考文献:

[1] 曾海军. 航空发动机进气系统结冰、冰吸入及结冰保护的合格审定[J]. 中国民航飞行学院学报, 2006, 17(3): 14-17.
ZENG H J. Validation of Icing, Ice Inhalation and Icing Protection of Aero-Engine Intake System[J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2006, 17(3): 14-17.

[2] 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 Y P, CHEN W, GAO D P. Present Status of Investigation of Foreign Object Damage to Blade in Aero-engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 851-857.

[3] 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 W, LIU L L, XUAN H J, 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.

[4] 中国民航总局. 航空发动机适航规定: CCAR33- R2[S]. 北京: 中国民用航空总局, 2011.
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness

- Standards: Aircraft Engine: CCAR-33R2[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011.
- [5] MCNAUGHTON I I, CHISMAN S W. A Study of Hail Impact at High Speed on Light Alloy Plates[R]. Trenton: Naval Air Warfare Center Aircraft Division, 1940.
- [6] HAYDUK R J, TONMSON R G. An Improved Analytical Treatment of the Denting of Thin Sheets by Hail[R]. United States: NASA, 1971.
- [7] KIM H, KEDWARD K T. Modeling Hail Ice Impacts and Predicting Impact Damage Initiation in Composite Structures[J]. AIAA Journal, 2000, 38(7): 1278-1288.
- [8] KEUNE J N. Development of a Hail Ice Impact Model and the Dynamic Compressive Strength Properties of Ice[D]. West Lafayette: School of Aeronautics and Astronautics in Purdue University, 2004.
- [9] PARK H, KIM H. Damage Resistance of Single Lap Adhesive Composite Joints by Transverse Ice Impact[J]. International Journal of Impact Engineering, 2010, 37(2): 177-184.
- [10] CARNEY K S, BENSON D J, DUBOIS P, et al. A Phenomenological High Strain Rate Model with Failure for Ice[J]. International Journal of Solids and Structures, 2006, 43(25/26): 7820-7839.
- [11] ANGHILERI M, CASTELLETTI L M L, INVERNIZZI F, et al. A Survey of Numerical Models for Hail Impact Analysis Using Explicit Finite Element Codes[J]. International Journal of Impact Engineering, 2005, 31(8): 929-944.
- [12] 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 M. Numerical Simulation of Hail Absorption by Titanium Alloy Hollow Fan Blades[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2016.
- [13] 张海洋, 杜少辉, 任磊. 航空发动机风扇叶片冰雹撞击仿真[J]. 航空发动机, 2021, 47(1): 42-46.
- ZHANG H Y, DU S H, REN L. Simulation Study on Hail Impact of Aeroengine Fan Blade[J]. Aeroengine, 2021, 47(1): 42-46.
- [14] XIONG W P, WANG C, ZHANG Y, et al. Numerical Simulation of Impact Process between Spherical Ice and a Rigid Plate Based on the Ordinary State-Based Peridynamics[J]. Ocean Engineering, 2023, 288: 116191.
- [15] ZHU X Y, FU X Q, LIU L L, et al. Damage Mechanism of Composite Laminates under Multiple Ice Impacts at High Velocity[J]. International Journal of Impact Engineering, 2022, 168: 104296.
- [16] BANIK A, ZHANG C, KHAN M H, et al. Low-Velocity Ice Impact Response and Damage Phenomena on Steel and CFRP Sandwich Composite[J]. International Journal of Impact Engineering, 2022, 162: 104134.
- [17] SUARES I G. Ice Particle Trajectory Simulation[D]. Kansas: Wichita State University, 2005.
- [18] 侯亮. 航空发动机风扇叶片冰撞击数值仿真与验证[D]. 上海: 上海交通大学, 2017.
- HOU L. Numerical Simulation and Verification of Ice Impact on Aero-Engine Fan Blades[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2017.
- [19] 吴一帆, 郑百林, 杨彪. 考虑鸟撞的航空发动机叶片动态拓扑优化设计[J]. 航空动力学报, 2018, 33(8): 1923-1932.
- WU Y F, ZHENG B L, YANG B. Topological Optimization Design of Aero-Engine Blade Considering Bird Strike[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 1923-1932.
- [20] 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): 91-99.
- WANG S B, NIU X, HUO J X, et al. Improved Design for Anti-Bird Impact of Aero-Engine Fan Rotor Blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(2): 91-99.
- [21] REDDY E S, ABUMERI G H, CHAMIS C C, et al. Analysis of Aircraft Engine Blade Subject to Ice Impact[C]// Conference on Fibrous Composites in Structural Design. Lake Tahoe: NASA, 1991.
- [22] 陈来荣. 航空发动机中冰片运动轨迹的数值模拟研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- CHEN L R. Numerical Simulation of Borneol Trajectory in Aeroengine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [23] 王健. 旋转整流罩积冰模拟实验与冰脱落轨迹数值计算研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- WANG J. Simulation Experiment of Ice Accumulation in Rotating Fairing and Numerical Calculation of Ice Shedding Trajectory[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [24] PAPADAKIS M, YEONG H W, SHIMOI K, et al. Ice Shedding Experiments with Simulated Ice Shapes[C]// 1st AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. San Antonio: AIAA, 2009.
- [25] 任虎虎, 徐强仁, 王立志, 等. 跨音速风扇叶片高低转速下混合相积冰的对比研究[J]. 装备环境工程, 2023, 20(7): 72-82.
- REN H H, XU Q R, WANG L Z, et al. Comparative Research of Mixed-Phase Icing at High and Low Velocities of Transonic Fan Blades[J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(7): 72-82.