

不同金属硬物冲击航空发动机叶片损伤研究

舒 畅¹, 程 铭^{1,2}, 许 煜³, 刘景元¹, 李培源⁴,
王 伟¹, 张文俊¹, 程 礼¹

- (1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038;
2. 中国人民解放军 93066 部队, 黑龙江 牡丹江 157000;
3. 中国人民解放军 93152 部队, 吉林 通化 134000;
4. 中国人民解放军空军 哈尔滨飞行学院, 哈尔滨 150000)

摘 要: 为分析不同金属硬物对航空发动机风扇叶片造成的外物损伤特征差异,选取钢、铜、铝、铅四种材料弹珠作为外来物,以两种角度、多种速度冲击真实叶片进气边缘进行高速弹道冲击试验,并采用数值方法仿真动态损伤过程。结果表明:钢、铜珠冲击时,叶片损伤形貌可分为凹坑、撕裂和缺口,产生撕裂形貌时,小角度相比于大角度冲击需要更高的冲击速度,铜珠相比于钢珠冲击需要更高的速度;铝、铅珠因冲击时自身变形较大,对叶片只能造成挤压变形。仿真结果表明:在 2.2J 冲击能量条件下,铜珠、钢珠造成叶片撕裂损伤的过程中存在两个显著的接触力峰值,且伴随着“动能回升”现象;铜珠动能较多地转化为叶片和自身的应变能,因而对叶片的侵彻能力不如钢珠;铝珠冲击力峰值最大,其动能转化为自身应变能的比例最高;铅珠冲击力峰值不明显,其动能大部分转化为摩擦耗散的热量。

关 键 词: 外物损伤(FOD); 风扇叶片; 弹道冲击; 损伤模拟; 损伤形貌; 动力学响应

中图分类号: V231.9

文献标志码: A

Study on damage of aero-engine blades caused by different metal hard materials

SHU Chang¹, CHENG Ming^{1,2}, XU Yu³, LIU Jingyuan¹, LI Peiyuan⁴,
WANG Wei¹, ZHANG Wenjun¹, CHENG Li¹

- (1. Aeronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. 93066 Unit of People's Liberation Army of China, Mudanjiang Heilongjiang 157000, China;
3. 93152 Unit of People's Liberation Army of China, Tonghua Jilin 134000, China;
4. Harbin Flight Academy,
People's Liberation Army Air Force, Harbin 150000, China)

Abstract: In order to analyze the characteristics difference of foreign object damage caused by different metal hard materials on the aero-engine fan blades, beads made of steel, copper, aluminum and lead were regarded as foreign objects, the intake edges of real blades were impacted at two angles and different speeds, and the dynamic damage process was simulated by numerical methods. The experiment results showed that when the steel and copper

收稿日期: 2019-06-26

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2015CB057400)

作者简介: 舒畅(1995—),男,硕士生,主要从事航空发动机结构、强度与振动研究。

引用格式: 舒畅,程铭,许煜,等. 不同金属硬物冲击航空发动机叶片损伤研究[J]. 航空动力学报,2020,35(1):18-29. SHU Chang, CHENG Ming, XU Yu, et al. Study on damage of aero-engine blades caused by different metal hard materials[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(1): 18-29.

beads impacted, the blade damage morphology could be divided into pits, tears and gaps, when the tearing appearance occurred, the small angle impact required higher speed compared with large angle impact. Furthermore, copper beads impact required higher speed compared with steel beads impact; aluminum beads and lead beads had large deformation when they were impacted, which only caused extrusion deformation of the blade. The simulation results showed that, when the impact energy was 2.2J, there were two significant peaks of contact force in the process of tear damage caused by copper beads and steel beads, accompanied by the phenomenon of “kinetic energy recovery”; more kinetic energy of the copper bead was transformed into the blade and its own strain energy, so its penetration ability to the blade was not as good as that of the steel bead; the aluminum bead had the highest impact force, and the ratio of its kinetic energy to its own strain energy was the highest; the impact force peak of the lead bead was not obvious, and most of its kinetic energy was converted into heat consumed by friction.

Key words: foreign object damage (FOD); fan blades; ballistic impact; damage simulation; damage appearance; dynamic response

飞机在近地飞行过程中,其航空发动机容易吸入周围环境中的砂石、金属颗粒、玻璃碎片等硬质外来物。外物随高速气流飞入进气道冲击损伤压气机风扇叶片的过程,称为外物损伤(foreign object damage, FOD)^[1]。

外物损伤总是难以避免,一直以来都是飞机运行安全的隐患^[2-3]。外来物的冲击导致局部叶片产生应力集中和残余应力,损伤区常伴有微裂纹或微缺口。这些微观损伤易在发动机运行的高频载荷作用下快速扩展,引起叶片断裂失效^[4-8]。为解决外物损伤问题,人们采取了许多预防措施,并提出了一系列 FOD 容限设计规范^[9]。近两年来,国内部分文献开展了凹坑型损伤^[10]、裂纹型损伤^[11]以及缺口型损伤^[12]对试件高循环疲劳强度影响的相关研究,反映出损伤类型在考核叶片疲劳强度方面的重要性。

然而在实际 FOD 过程中,由于外物种类繁多,以及外物冲击叶片时的角度、速度等因素的不确定性导致损伤形貌多样化,区分叶片外物损伤类型并非易事。文献[13]将损伤形式粗略地概括为“凹痕或鼓包”、“缺口”(含撕裂)两大类,而文献[14]则细致地归纳出 17 种损伤类型,并指出其中的毛刺、凹坑、擦伤、撕裂、缺口类型损伤与叶片高频振动疲劳有关。文献[15-16]通过整理我国近 20 年来共计 381 例硬物损伤数据,将主要损伤类型概括为五种:凹坑、撕裂、缺口、刻痕和弯曲变形,并指出部分损伤类型难以界定。综上可见, FOD 宏观形貌具有复杂多样的特征。

为开展外物损伤研究工作,国内外学者发展

了诸多模拟试验方法,美国涡轮发动机高循环疲劳科学与技术计划将其总结为 6 种:摆锤/落锤法^[17]、螺线枪法、准静态挤压法^[18]、机械加工缺口法^[2]、高速弹道冲击法(即轻气炮试验)以及整机吸入试验。其中,轻气炮试验模拟精度较高、可重复性和可控制性强,被认为是一种能够准确模拟外场 FOD 特征的试验方法^[19-20],并得到国内外广泛应用。但多数文献主要是为了通过该试验手段获得试件损伤后的疲劳强度^[21-23],故在模拟外来物的选择方面比较单一,常以钢珠作为外物,因此对外物材料引起的叶片损伤方面的研究并不多见。

为探究不同金属外物冲击叶片损伤特征,本文选取了钢、铜、铝、铅四种材料弹珠,以两种角度、多种速度冲击真实航空发动机压气机叶片进气边缘,开展轻气炮试验模拟外物损伤过程。试验后观察和比较了外物损伤后叶片、弹珠的宏观形貌,获得了钢、铜珠冲击叶片边缘成撕裂的临界速度,最后通过数值模拟的方法分析了损伤过程的动力学响应特征,较好地解释了试验现象,揭示了金属外物损伤机理。

1 试 验

1.1 轻气炮试验系统结构及原理

轻气炮试验系统主要包括气源、储气室、控制系统、炮管、测速装置、夹持固定装置及安全防护装置等组成部分,如图 1 所示。其工作原理为:气源向储气室充入气体达到一定压力值后,控制系

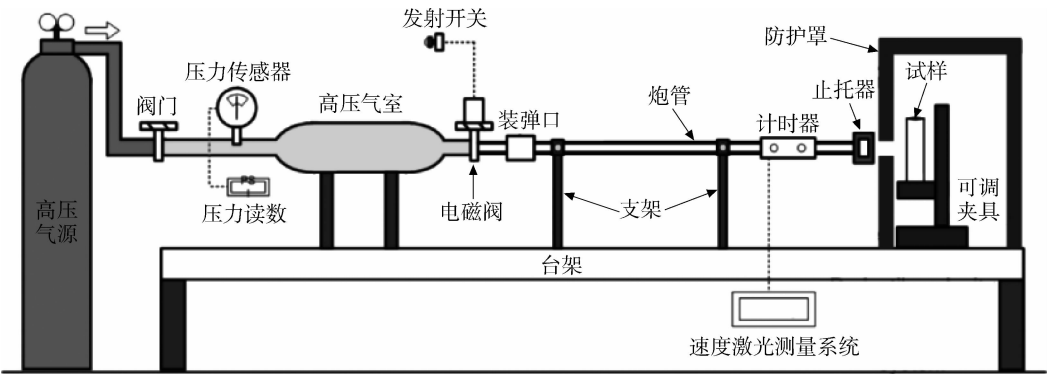


图 1 轻气炮试验系统

Fig. 1 Light gas gun test system

统通过调节电磁阀打开发射开关,将储气室内的高压气体在炮管内瞬间释放,推动管内弹体加至高速并冲击试件来模拟外物损伤。

1.2 试验试件及试验方案

试验采用某型涡扇发动机低压一级叶片作为试件,如图 2 所示。该叶片材料为 BT3-1 钛合金,属于 $\alpha+\beta$ 型合金,在 450 ℃ 以下具有良好的热强性能^[24],主要用来制造发动机压气机盘、叶片、环和紧固件等能在高温环境下长时间工作的零件,还可作为中强合金制造飞机承力构件及不同用途的紧固件。表 1 为该钛合金材料转子叶片的化学成分分析结果,符合 OCT1 90013-81 中 BT3-1 材料标准要求。



图 2 低压一级风扇叶片

Fig. 2 The first stage fan blade of low-pressure compressors

表 1 BT3-1 钛合金叶片化学成分的质量分数

Table 1 Mass fraction of chemical composition of BT3-1 titanium alloy blades

取样 部位	主要元素						%
	Ti	Al	Mo	Cr	Si	Fe	
风扇叶片	基	6.22	2.36	1.42	0.29	0.41	
BT3-1 标准	基	5.5~6.8	2.0~3.0	0.8~2.0	0.15~0.4	0.2~0.7	

试验用作模拟外来物的弹珠材料为 GCr15 钢,H62 黄铜,1060 铝,纯铅,弹珠均为直径 3 mm 的圆球状。由于弹珠的定位需要弹托的支持,因此本试验相应地准备了一些端面具有直径 3 mm 圆孔的尼龙弹托,弹体和弹托共同组成了弹体,如图 3 所示。试验前实测了各材料弹珠的密度,并通过材料手册获取了其硬度及抗拉强度等材料性能,如表 2 所示。由表可见,铅珠的密度最高但强度及硬度最低;钢珠的强度及硬度最大,密度与铜珠较为接近;铝珠密度最小,其强度及硬度略高于铅珠,远低于钢珠和铜珠。



图 3 金属弹珠和尼龙弹托

Fig. 3 Metal beads and nylon carriers

表 2 弹珠材料性能

Table 2 Material properties of beads

外物类型	钢珠	铜珠	铝珠	铅珠
密度/(kg/m ³)	7 781	8 465	2 688	10 350
莫氏硬度	5.5~6.0	3.0~4.0	2.0~2.5	1.5
弹性模量/GPa	207	100	71	16
切线模量/MPa	763	125	30	25
屈服强度/MPa	518	300	95	5
泊松比	0.30	0.32	0.33	0.42
失效应变	0.28	0.40	0.50	0.65

本文在参考国内外轻气炮模拟 FOD 试验的相关文献基础上,设计了表 3 所示的具体方案。外物损伤有关研究指出,外来物冲击叶片的入射角度 θ 在相对叶片叶型中线的 $30^{\circ}\sim 60^{\circ}$ 范围内^[14],冲击速度 v 范围在 $100\sim 350\text{ m/s}$ 之间^[25],且叶片损伤部位以进气边居多。故取冲击角度 θ 为 30° 和 60° 两个边界值,冲击速度 v 在 $100\sim 350\text{ m/s}$ 范围内,冲击位置在叶片进气边缘进行试验。其中,冲击角度如图 4 所示,指的是弹珠入射方向与叶片叶型中线的夹角。

表 3 试验方案

Table 3 Test plan

冲击 角度/($^{\circ}$)	冲击速度/ (m/s)	外来物	冲击 位置	冲击 方向
30	100~350	四种 材料弹珠	叶片 进气边	叶盆面至 叶背面
60				

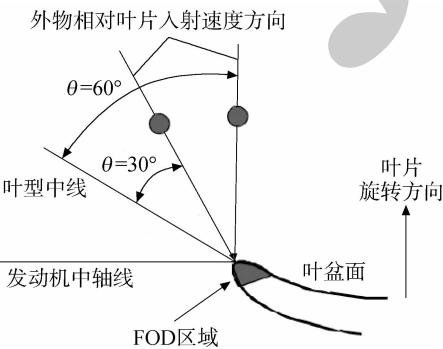


图 4 外物冲击角度示意图

Fig. 4 Foreign object impact angle diagram

试验时通过改变夹持叶片的角度保证冲击角度 θ 为 30° 和 60° ,通过改变发射外物的气压值保证冲击速度 v 在 $100\sim 350\text{ m/s}$ 范围内,通过光线

校准保证冲击位置在叶片进气边。另外,考虑到叶片不同高度的进气边厚度差异可能对试验结果造成影响,在开展试验前对叶片进气边厚度进行了实测。测量结果表明,叶片 20% 叶高以上区域的进气边厚度值为 $0.5\pm 0.03\text{ mm}$,差异微小,故选取该区域内的叶片进气边开展冲击试验。

2 试验结果与分析

2.1 钢珠冲击损伤形貌特征

钢珠冲击叶片损伤形貌如图 5 所示,由于冲击速度的不同以及冲击位置的偏差,即使是同种角度冲击叶片,损伤形貌仍然存在显著差异。按照损伤程度由低到高,可大致分为凹坑、撕裂以及缺口三大类。 30° 冲击时由于冲击角度小,钢珠在和叶片接触时更容易与叶片表面发生摩擦,使得表层材料被削除,切削部位可见剪切条纹及表面擦伤;而 60° 冲击时,钢珠与叶片表面发生较大正面碰撞,冲击叶片时挤压作用高于摩擦作用,损伤区根部擦伤痕迹不明显,形成的凹坑形状较扁,挤压程度较深,形成的缺口材料损失量较大。

若能保证冲击位置足够精准,则随着冲击速度的提高,损伤形貌应由凹坑逐渐过渡到缺口。

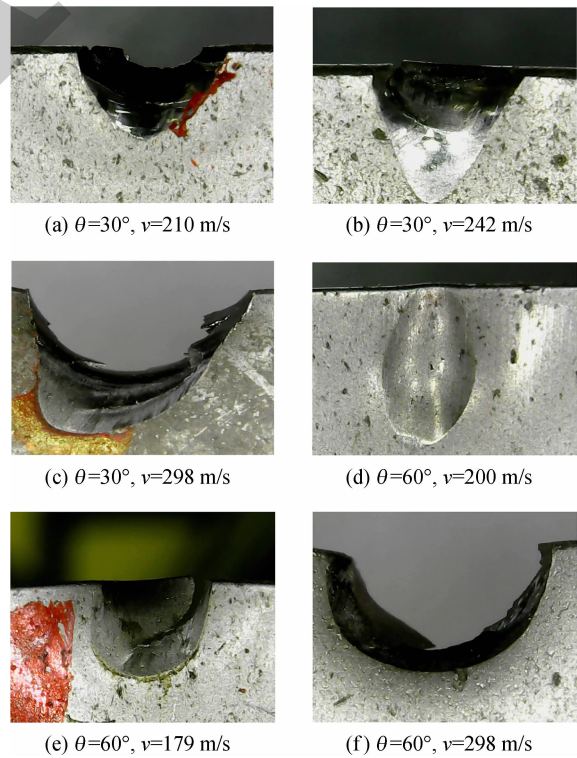


图 5 叶片受钢珠冲击损伤形貌

Fig. 5 Damage morphology of the blade after being impacted by steel beads

因此,获得撕裂对应的临界冲击速度具有重要意义。图 5(b)、图 5(e)是从诸多试验结果中选取的两个冲击角度不同,冲击位置接近叶片边缘准确位置的损伤。可见钢珠在 30° 冲击时造成叶片撕裂的临界速度约为 242 m/s , 60° 冲击时造成叶片撕裂的临界速度约为 179 m/s 。这就表明,造成叶片撕裂损伤时,小角度冲击比大角度冲击需要更大的速度。其原因可能在于小角度冲击时钢珠偏转角较小,自身能量损失小,对叶片形成的侵彻不如大角度冲击。由此可推断,在其他条件相同情况下,大角度冲击损伤的严重程度应高于小角度冲击损伤。

另一方面,图 6 展示了部分钢珠试验后的损伤形貌。总体上看,钢珠由于自身刚性大,受到叶片前缘的冲击后整体上几乎未产生较大变形,且自身硬度较大,因而只在局部产生一道切痕。图 6(a)的损伤形貌推断是钢珠 30° 冲击时撞击叶片前缘刃部引起,由于冲击角度小,钢珠与叶片刃部发生较大程度正面碰撞,因而切痕细长;图 6(b)的损伤形貌推断是钢珠 60° 冲击时撞击叶片前缘刃部引起。此时冲击角度大,钢珠首先与叶片刃部发生较大程度侧面碰撞,产生较浅切痕,随后与叶片刃部发生了剧烈摩擦,因此在切痕垂直方向上产生了纵向划痕。

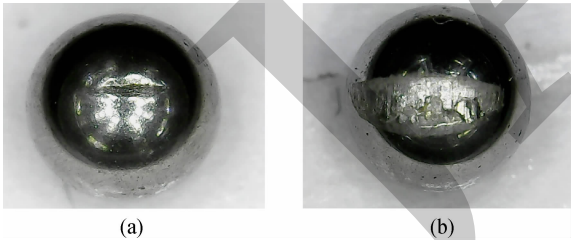


图 6 钢珠损伤形貌
Fig. 6 Damage appearance of steel beads

2.2 铜珠冲击损伤形貌特征

图 7 为铜珠冲击叶片边缘损伤形貌,从图中可以清楚地看到黄铜冲击叶片后,损伤区域残留有铜珠残留的黄色痕迹。在两种冲击角度下,铜珠同样可以冲击出凹坑、撕裂和缺口,且各类损伤边界处的叶片材料都有明显的挤压变形,这表明叶片受铜珠损伤的局部变形相对较大。另一方面,铜珠损伤区根部没有像钢珠损伤那样具有明显因擦伤产生的划痕,这表明铜珠碰撞时和叶片表面摩擦不如钢珠剧烈。

图 7(b)、图 7(e)可见,铜珠 30° 冲击时造成叶

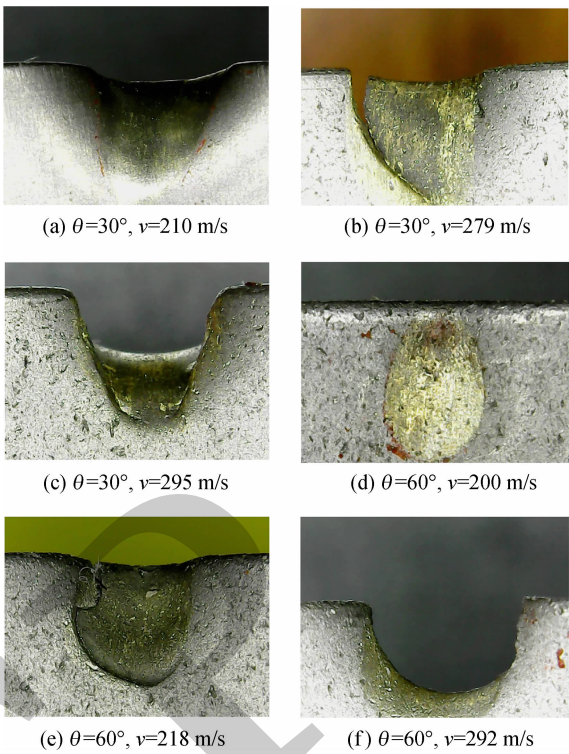


图 7 叶片受铜珠冲击损伤形貌
Fig. 7 Damage morphology of the blade after being impacted by copper beads

片撕裂的临界速度约为 279 m/s , 60° 冲击时造成叶片撕裂的临界速度约为 218 m/s ,再次表明小角度冲击成撕裂形貌的临界冲击速度更高。

另外还可发现,在两种冲击角度下,铜珠造成叶片撕裂的速度都高于钢珠造成撕裂的速度,表明相同条件下铜珠对叶片造成的损伤不及钢珠。该结论也可在图 5(a)和图 7(a),图 5(d)和图 7(d)的对比中得到验证。从表 1 可见,铜珠本身的密度就高于钢珠,相同速度下应具备更高的冲击能量,但其损伤程度却不及钢珠,说明此时弹珠材料的硬度和强度在对叶片损伤方面发挥了更大的作用。铜珠损伤虽具备较高冲击能量,但其硬度及强度较低,与叶片接触时自身变形量较大,也导致了叶片变形明显,冲击能量有很大一部分转化为变形能,因此比钢珠更难冲击叶片成撕裂或者缺口形貌。

图 8 展示了铜珠试验后的损伤形貌。图 8(a)的损伤形貌推测是铜珠小角度冲击产生,其与叶片刃部发生较大程度正面碰撞,表面在叶片进气边切削力作用下发生局部凹陷变形,并形成了因切削作用引起的较大范围新表面。因此,损伤区带较深切痕、切削划痕,并且包含多处挤压变形区,这反映出铜珠的抗剪切性能、抗变形性能相对

钢珠较弱;而图 8(b)的损伤形貌推测由铜珠大角度冲击产生,由于冲击角度大,铜珠与叶片刃部发生侧面碰撞,直接被切削去了一小部分,因此损伤表面带有切削划痕;图 8(c)中铜珠损伤区下表面与图 8(a)损伤表面较为相似,但上表面却非常粗糙,断面凹凸不平,表明铜珠与叶片碰撞时不仅会在挤压、切削作用下发生变形,还可能因冲击力过大引起局部材料断裂脱落;图 8(d)中铜珠损伤表面与图 8(b)损伤表面较为相似,但损伤区含有可见裂纹,表明该铜珠受冲击力影响,材料内部发生断裂。受损铜珠的断裂面和裂纹反映出其抗冲击性能亦不如钢珠,受冲击时更容易发生局部挤压断裂。

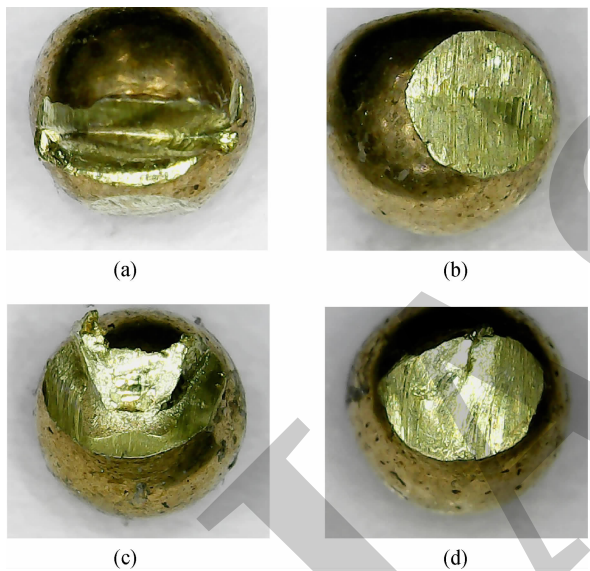


图 8 铜珠损伤形貌

Fig. 8 Damage appearance of copper beads

2.3 铝珠冲击损伤形貌特征

铝珠具有较低的密度,材质较为柔软,试验发现其对叶片的损伤并不严重。图 9(a)所示为铝珠 30°冲击叶片的损伤形貌,虽然冲击速度很高,但叶片受冲击部位仅有轻微的变形和擦伤,损伤部位暗黑色的氧化层被刮去,且有部分铝渣附着,露出光亮、较为平滑的表面。图 9(b)所示为铝珠 60°冲击叶片的损伤形貌,虽然冲击速度低于 30°冲击,但挤压变形程度相对更大。损伤区表面更加有光泽,其边界的暗黑色可能由挤压过程中杂质堆积而引起。

试验后观察到的铝珠变形量普遍占自身体积的 25%至 50%左右。图 10(a)、图 10(b)损伤区底部切痕可见叶片进气边刃部形状,且损伤表面

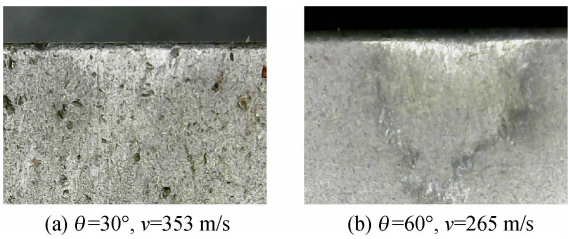


图 9 叶片受铝珠冲击损伤形貌

Fig. 9 Damage morphology of the blade after being impacted by aluminum beads

出现多道划痕,这主要是由铝珠小角度冲击时与叶片刃部切削、挤压产生。图 10(a)中切痕相对较浅,而图 10(b)中切痕深且损伤面为深 V 形,表明后者碰撞更加剧烈,因而变形程度更加严重。两图共同反映出铝珠冲击叶片时自身变形较大,抗剪切、抗变形能力相对于铜珠更弱。图 10(c)、图 10(d)、图 10(e)、图 10(f)损伤形貌的共同点在于损伤面平整,凹陷特征不明显,应该是由铝珠大角度冲击时与叶片刃部切削、挤压和摩擦产生。因铝珠冲击只能使叶片产生挤压变形而不能穿透叶片,多数情况下只能从叶盆面反射回来,故损伤表面受到叶片表面的挤压变得较为平整。区别在于,图 10(c)中损伤表面中央可见一道明显切痕,图 10(d)损伤面中央切痕已有部分被摩擦堆积的

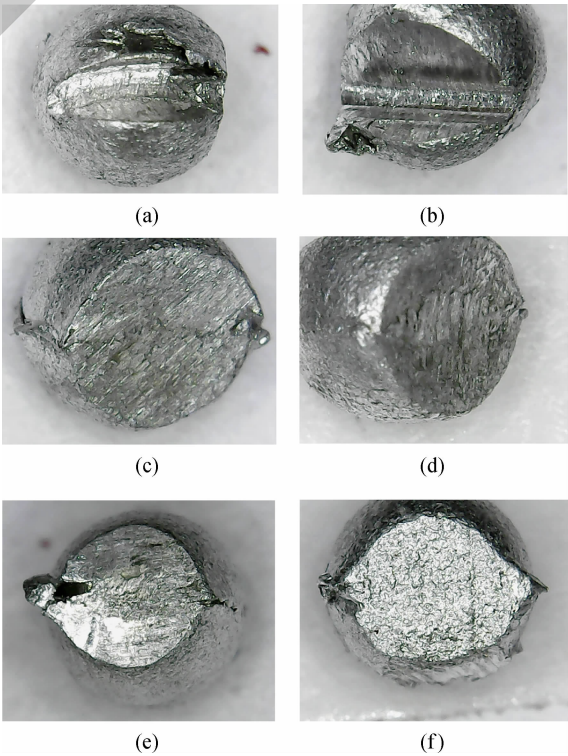


图 10 铝珠损伤形貌

Fig. 10 Damage appearance of aluminum beads

材料所掩盖,图 10(e)中仅可见切痕的两端,损伤中央区域平整,图 10(f)较图 10(e)而言,损伤表面积更大,且只在损伤面与球面交界处可见切痕。由上述现象可作出如下推断:损伤区中央切痕显然是铝珠与叶片刃部刚接触时被切而成。随后,铝珠与叶片刃部发生摩擦,表面形成多道平行划痕,如图 10(c)所示。接着,铝珠位置从叶片进气边刃部向叶表面移动,开始与叶片前缘表面发生摩擦和挤压,损伤表面部分材料发生堆积而掩盖部分切痕,同时损伤面也因叶表面挤压作用发生变形,使得表面趋于平整,如图 10(d)所示。若冲击速度越高,则铝珠受挤压变形程度越大,挤压产生了新的平整表面,可将先前的划痕掩盖,甚至将最初切痕也覆盖住,因此产生了图 10(e)、图 10(f)所示损伤形貌。

2.4 铅珠冲击损伤形貌特征

铅珠具有较高的密度,但由于其强度和硬度低,自身极易变形,只能造成叶片边缘的挤压变形。图 11(a)、图 11(b)中展示了铅珠以 30° 入射角,不同速度冲击时的叶片损伤形貌。叶片受冲击部位最多只发生挤压变形,损伤形貌的显著特点是变形面积非常大,形状为规则的扇形,但变形深度普遍较浅。图 11(c)、图 11(d)中展示了铅珠以 60° 入射角冲击叶片产生的损伤形貌。损伤区挤压变形的深度更浅,变形面积更大,形状为规则的半圆形。图 11(d)中还可清楚地观察到,损伤区域分为多层环状,最内层留有铅珠外表面的暗黑色印迹。推测此时铅珠外表面刚与叶片接触并发生挤压,随后铅珠因惯性作用不断受压变扁,内

层银白色金属在叶片表面摩擦并不断变形扩展成圆片状,因此留下了环形印记。

铅珠受到叶片冲击后,自身变形更加明显。图 12(a)的铅珠被叶片进气边切成 V 字形缺口,内表面划痕明显,应该是其小角度冲击叶片边缘而成;图 12(b)的铅珠只剩一半球体,但该部分材料球形特征未发生显著改变,推测是由小角度高速冲击而成;图 12(c)、图 12(d)所示的铅珠被叶片前缘切断,且变形程度大,几乎被叶片表面挤压成了圆片状,推测是由大角度冲击而成,在挤压过程中,铅珠与叶片接触的表面不断变形扩展,这与图 11(c)、图 11(d)叶片上残留的印记相吻合。上述分析表明,虽然铅珠密度大,与其他四种材料弹珠相比,相近运动速度下具备高冲击能量,但其自身易发生很大变形,甚至可被挤压为片状,故无法将叶片冲击出撕裂或缺口。

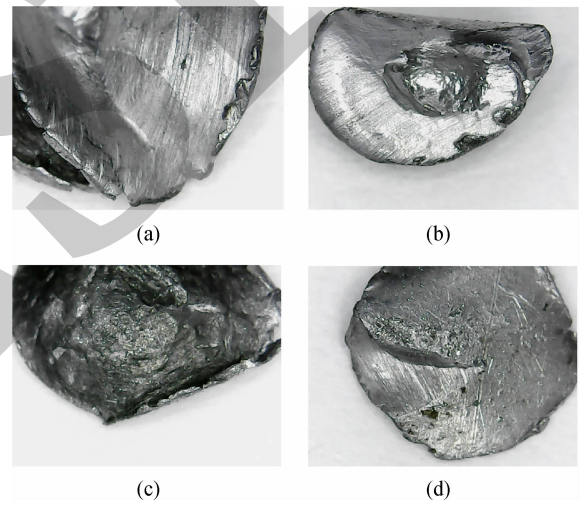


图 12 铅珠损伤形貌

Fig. 12 Damage appearance of lead beads

3 外物损伤数值模拟

3.1 有限元模型构建

本文采用 ANSYS LS-DYNA 有限元软件对叶片外物损伤过程进行数值模拟。在 FOD 仿真工作上,国内学者胡绪腾^[25]、季玉辉^[26]曾较为全面地研究过叶片模型尺寸、网格密度、接触碰撞算法等对模拟结果的影响,因此,本文选取有关计算参数时也将上述研究成果作为参考依据。

考虑到叶片整体网格划分较为费时,本文采取了对叶片切分的办法,并采用叶片凸台下方的部分区域参与数值模拟,如图 13 所示。

叶片和弹珠均采用 3D solid164 实体单元进

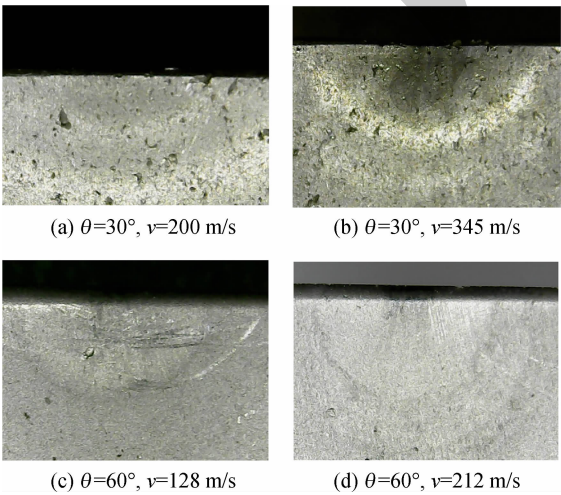


图 11 叶片受铅珠冲击损伤形貌

Fig. 11 Damage morphology of the blade after being impacted by lead beads

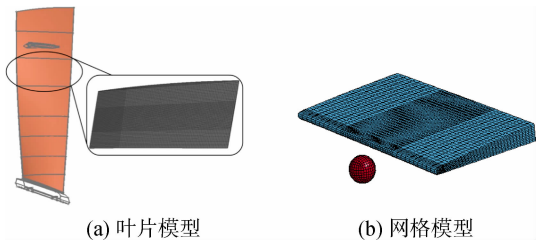


图 13 有限元模型
Fig. 13 Finite element model

行映射网格划分,并对冲击接触区域进行网格细化,最小网格尺寸达 0.2 mm。为准确模拟轻气炮试验过程,在叶片模型的夹持部位添加位移约束。沙漏控制方法为黏性沙漏控制,接触类型为面-面侵蚀接触,采用标准罚函数算法,接触刚度系数取为 0.2,静摩擦因数取为 0,动摩擦因数^[27]取值为 0.45。人工体积黏度保持默认值,且不考虑系统阻尼的影响。

叶片采用 MAT_JOHNSON_COOK 材料模型,其本构、失效模型参数主要通过叶片材料力学性能试验获得,并根据文献[28]及仿真情况作出了适当修正,如表 4 所示。金属弹珠采用 MAT_PLASTIC_KINEMATIC 材料模型,为保证弹珠材料力学各项同性,将硬化参数 β 设置为 1;应变率参数 C 取值为 40 s^{-1} ,应变率参数 P 取值为 5,其他参数^[29-31]如表 2 所示。

表 4 叶片 J-C 材料模型参数

Table 4 J-C material model parameters of the blade

参数		数值
本构模型	A/MPa	1140
	B/MPa	1214
	n	0.95
	C	0.035
	m	1.1
失效模型	D_1	0.01
	D_2	0.2
	D_3	0.48
	D_4	0.014
	D_5	3.87

通过上述有限元模型的构建,得到了如图 14、图 15 所示部分数值模拟结果。图 14 为叶片边缘受损后试验形貌与仿真形貌的对比,图 15 为弹珠受损后的仿真形貌。由图 14、图 15 可见,数

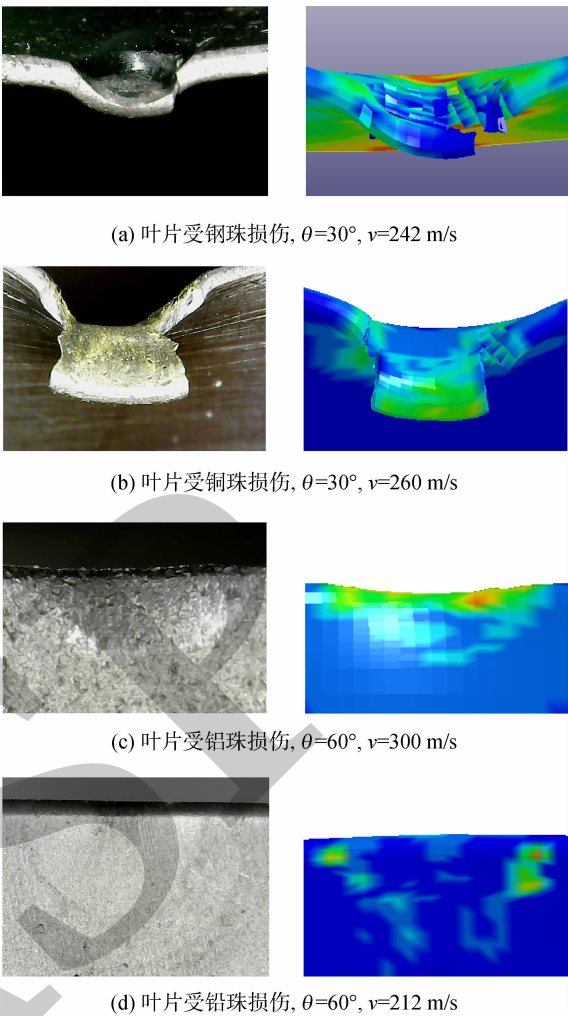


图 14 试验与仿真的叶片损伤形貌

Fig. 14 Blade damage morphology of experiment and simulation

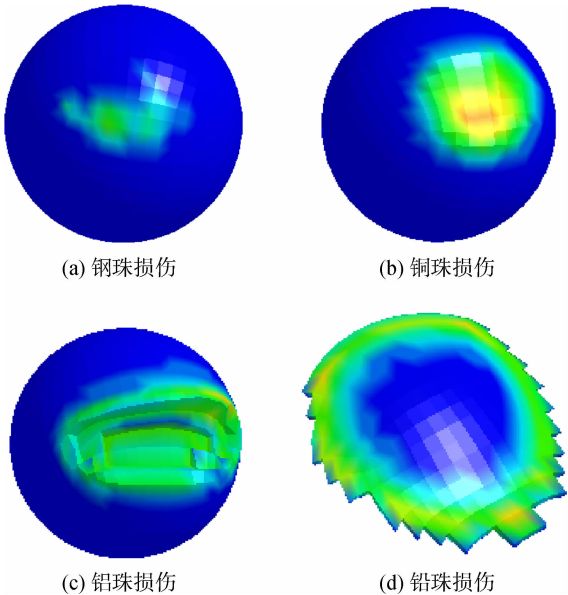


图 15 仿真的弹珠损伤形貌

Fig. 15 Beads damage morphology of simulation

值模拟结果与实际较为吻合,能够反映出不同金属材料的外物损伤特征。

3.2 动力学响应分析

为了探究不同金属硬物对叶片造成损伤形貌差异的原因,本文通过数值模拟分析了相同冲击能量下不同材料弹珠对叶片损伤动力学响应规律。其中钢珠的冲击速度为 200m/s,其它弹珠冲击速度按同等动能换算可得。模拟结果表明,钢珠、铜珠对叶片边缘均造成了撕裂,铝珠和铅珠对叶片前缘均造成了挤压变形。

图 16 反映了弹珠损伤过程中冲击接触力 F 随时间 T 的变化情况。比较图 16(a)和图 16(b)可得,同种弹珠大角度冲击时产生的接触力峰值普遍高于小角度冲击相应值,一定程度上反映出外物大角度冲击叶片损伤更为严重。按冲击力峰值由大到小,弹珠的顺序依次为:铝珠、钢珠、铜

珠、铅珠。表明冲击接触力受冲击速度影响显著,且不同材料弹珠对叶片的损伤程度并不能以接触力的大小来衡量。另一方面,钢珠、铜珠存在两个显著的接触力峰值,分别发生在挤压碰撞、反弹分离的过程中。反弹分离过程中之所以出现接触力峰值,原因在于反弹初始时刻,叶片和弹珠的弹性变形恢复,叶片再次挤压处于近停滞状态的弹珠,使其获得部分动能发生反弹;铝、铅珠只在刚与叶片接触碰撞时产生较大接触力,且铅珠冲击力峰值不明显,可能与其冲击过程中不断发生大变形有关。

图 17 反映了各弹珠动能 E 的变化情况。图中清楚地观察到钢珠、铜珠的“动能回升”现象,解释了两存在两个冲击力峰值的原因。图 17(a)可见,小角度冲击时各材料弹珠剩余动能差异较大。可能原因在于该情况下弹珠冲击方向只发生小角度偏转,因而在接触过程中材料的变形、摩擦等因素都可能对弹珠动能变化产生显著影响。图 17(b)可见,大角度冲击时,弹珠与叶片发生了较大的正面碰撞,能量损失殆尽,各弹珠剩余动能差异较小。

图 18 反映了各弹珠动能损失率 η 的差异。弹珠在大角度冲击时动能损失率普遍高于小角度冲击相应值,且金属外物越柔软,两种角度冲击时动能损失率差距越大。钢珠、铜珠的密度、硬度较为接近,冲击速度和引起的叶片变形较为接近,故能量损失率相近。铝珠的动能损失率最高而铅珠的动能损失率最低。

弹珠损失的动能主要转化为弹珠和叶片的应变能、叶片动能、以耗散热能为主的其他能量。将能量转化情况绘制如图 19,其中能量转化率 α 的含义为各类能量值占弹珠初始动能的比例。

由图 19 可见,钢珠、铜珠、铝珠的动能损失主

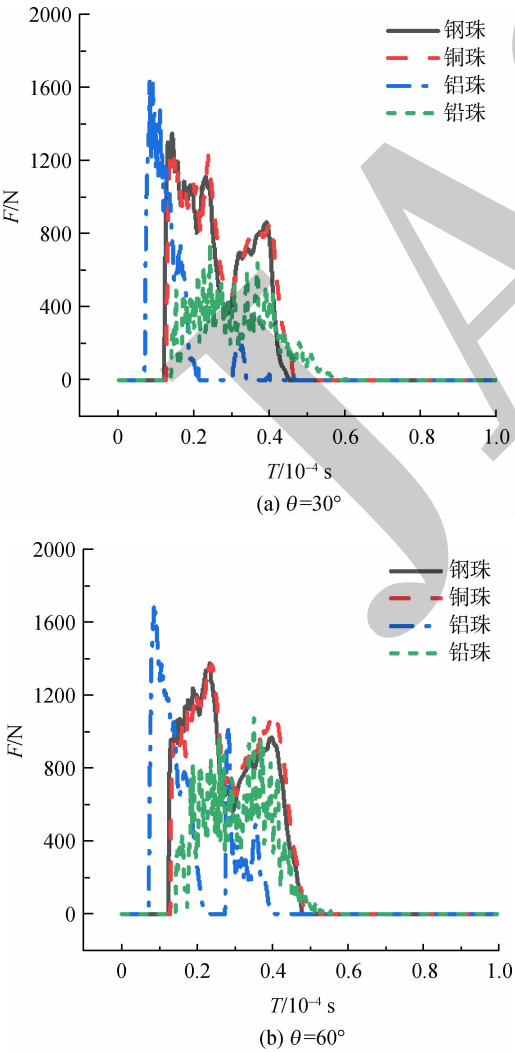
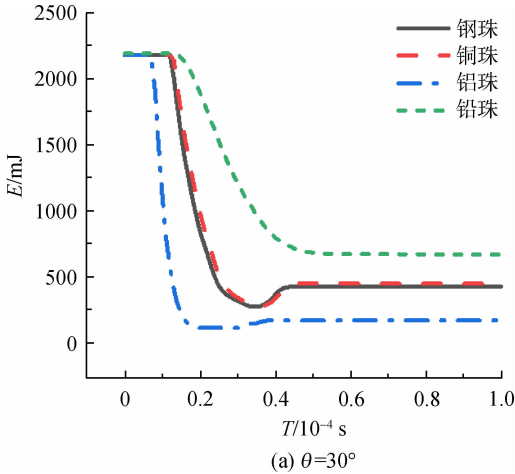


图 16 冲击力的时间历程曲线

Fig. 16 Time history curve of impact force



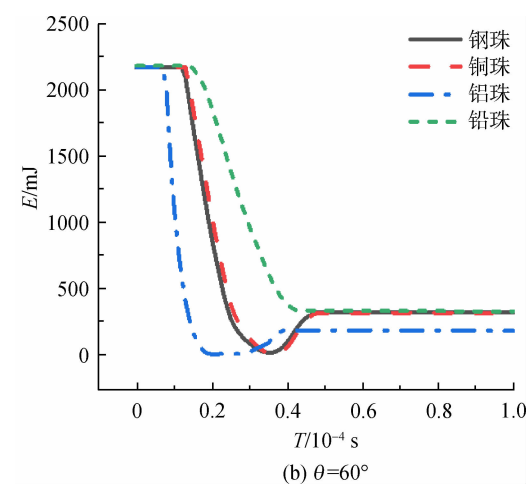


图 17 弹珠动能的时间历程曲线

Fig. 17 Time history curve of bead kinetic energy

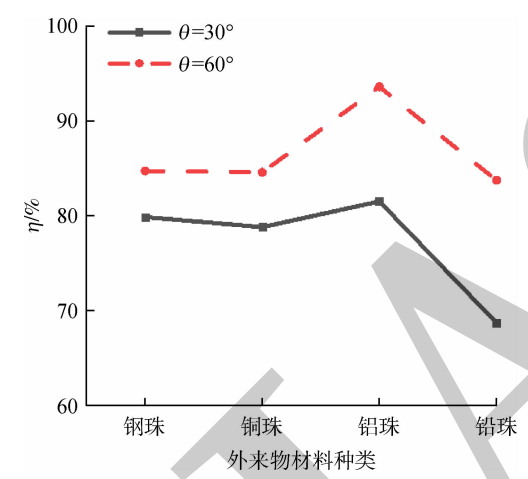


图 18 弹珠动能损失率

Fig. 18 Kinetic energy loss rate of beads

要转化为叶片应变能,且转化为弹珠本身应变能的比重依次增大。小角度冲击时由于摩擦剧烈,耗散的热能要比大角度冲击时更多。

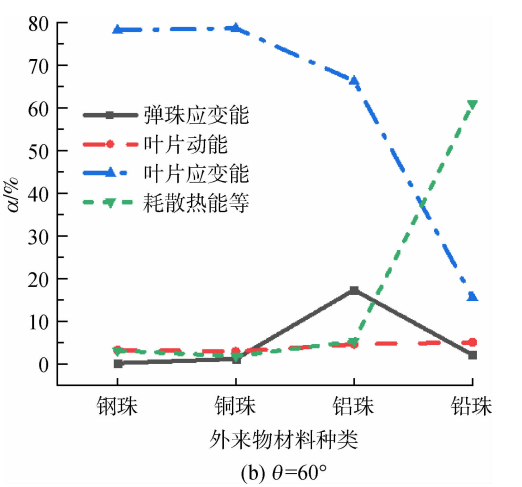
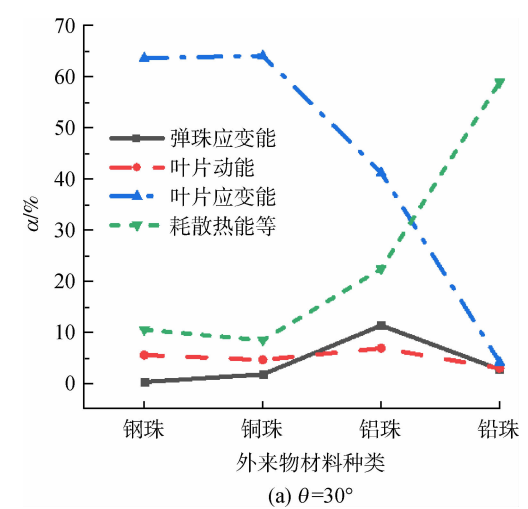


图 19 弹珠动能转化情况

Fig. 19 Transformation of bead kinetic energy

分析钢珠、铜珠能量转化情况可得,初始能量条件相同下,铜珠冲击时动能较多地转化为叶片和自身的应变能,且其动能损失率又略小于钢珠,从而用于穿透叶片的能量相对较少。因此,铜珠对叶片的侵彻能力不如钢珠。

分析铝珠、铅珠能量转化情况可得,铝珠大部分动能损失量转化为叶片和本身的应变能。而铅珠因极易变形,本身发生大变形时虽不需要过多的应变能,但其损失的动能却大部分转化为冲击时耗散的热能,应该与其变形时大面积接触并摩擦叶片密切相关。因此,该两者在接触叶片时能量多半消耗于变形或摩擦,加之本身变形严重,无法对叶片造成穿透破坏。

4 结 论

本文综合利用轻气炮试验和数值仿真方法,采用四种金属弹珠冲击某型航空发动机低压一级风扇叶片进气边缘模拟外物损伤过程,研究了叶片、弹珠的宏观损伤形貌和动力学响应特征。主要结论如下:

1) 金属外物损伤叶片的严重程度受到金属材料本身的强度、硬度以及冲击能量的共同影响,且不能以冲击接触力的大小来衡量不同外物对叶片的损伤程度。

2) 强度及硬度高的钢珠和铜珠皆可冲击叶片边缘成凹坑、撕裂和缺口。叶片受钢珠损伤后局部材料易被削除,受铜珠损伤后局部材料变形明显。铜珠冲击时损失的动能较多地转化为叶片和自身的应变能,因此其对叶片的侵彻能力不如钢珠。钢珠、铜珠冲击叶片成撕裂形貌时,冲击接触力均存在两个峰值,并且伴随着“动能回升”

现象。

3) 强度及硬度低的铝珠和铅珠冲击叶片边缘的损伤部位最多只发生挤压变形, 损伤程度并不严重。铝珠损伤区域光亮且较为平滑; 铅珠损伤区域面积大而浅, 形状为规则的扇形。铝珠自身变形量普遍占自身体积的 25% 至 50%, 其损失动能大部分转化为自身和叶片的应变能; 而铅珠大变形程度可由球状变成片状, 其损失动能大部分消耗在对叶片的接触摩擦当中。

4) 相同冲击能量条件下, 同种材料弹珠在大角度冲击时动能损失率高, 因而对叶片的损伤更为严重。因此, 同样是产生撕裂形貌, 小角度冲击需要更高的冲击速度。另一方面, 不同材料弹珠在小角度冲击时动能损失率差异较大。

参考文献:

[1] 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)

[2] 乔文道, 熊昌炳. 航空发动机外物损伤实验技术研究[J]. 航空动力学报, 1990, 5(3): 227-228.
QIAO Wenxiao, XIONG Changbing. Experimental technology researches of foreign object damage in aero engine[J]. Journal of Aerospace Power, 1990, 5(3): 227-228. (in Chinese)

[3] BRADFORD B. FY01 engine-related mishap summary[J]. Flying Safety, 2002, 58(2): 42-47.

[4] PETERS J O, RITCHIE R O. Foreign-object damage and high-cycle fatigue of Ti-6Al-4V[J]. Materials Science and Engineering A, 2001, 319-321: 597-601.

[5] SPANRAD S, TONG J. Characterization of foreign object damage (FOD) and early fatigue crack growth in laser shock peened Ti-6Al-4V aerofoil specimens[J]. Materials Science and Engineering A, 2011, 528(4/5): 2128-2136.

[6] 魏雪霞, 李广利. 沙粒对飞机发动机叶片的冲击碰撞[J]. 北京理工大学学报, 2005, 25(6): 471-474.
WEI Xuexia, LI Guangli. The impact of sand on the blades of airplane engines[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2005, 25(6): 471-474. (in Chinese)

[7] 赵振华, 陈伟, 关玉璞, 等. 外物损伤对不锈钢疲劳强度的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(7): 1736-1743.
ZHAO Zhenhua, CHEN Wei, GUAN Yupu, et al. Effect of foreign object damage on fatigue strength of stainless steel[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7): 1736-1743. (in Chinese)

[8] 葛宁. 发动机叶片抗外物损伤能力评估技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

GE Ning. Research on evaluate technology about resistance to foreign object damage of engine blade[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[9] 胡绪腾, 宋迎东. 叶片外物损伤容限设计的本质特点及设计准则的发展[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2153-2161.
HU Xuteng, SONG Yingdong. Essential characteristic of foreign object damage tolerance design for airfoils in aero-engine and development of design criteria[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2153-2161. (in Chinese)

[10] 胡绪腾, 贾旭, 朱自佳. 凹坑型硬物损伤对 TC4 材料疲劳强度的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 969-979.
HU Xuteng, JIA Xu, ZHU Zijia. Effect of dent-type foreign object damage on fatigue strength of TC4 material[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 969-979. (in Chinese)

[11] 贾旭, 胡绪腾, 宋迎东. 虑及高循环疲劳的裂纹型外物损伤叶片的可用极限[J]. 航空动力学报, 2019, 34(2): 292-304.
JIA Xu, HU Xuteng, SONG Yingdong. Serviceable limits of a crack type foreign object damaged blade considering high cycle fatigue[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 292-304. (in Chinese)

[12] 贾旭, 胡绪腾, 朱自佳. FOD 缺口型损伤对 TC4 疲劳极限强度的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(7): 1584-1594.
JIA Xu, HU Xuteng, ZHU Zijia. Effect of FOD notch-type damage on fatigue limit strength of TC4[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(7): 1584-1594. (in Chinese)

[13] KAUFMAN A, MEYER A J J. Investigation of the effect of impact damage on fatigue strength of jet-engine compressor rotor blades[J]. Technical Report Archive and Image Library, 1956, 18(3): 158-162.

[14] NICHOLAS T. High cycle fatigue: a mechanics of materials perspective [M]. Washington DC: Elsevier Science and Technology, 2006.

[15] 马超, 王玉娜, 武耀罡, 等. 航空发动机风扇叶片硬物冲击损伤特征[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1105-1111.
MA Chao, WANG Yuna, WU Yaogang, et al. Hard object impact damage characteristic of aero-engine fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1105-1111. (in Chinese)

[16] 马超, 武耀罡, 师利中, 等. 航空发动机风扇叶片硬物冲击损伤的统计分析[J]. 航空维修与工程, 2016(3): 41-42.
MA Chao, WU Yaogang, SHI Lizhong, et al. Hard object impact damage statistical analysis of aero-engine fan blade[J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2016(3): 41-42. (in Chinese)

[17] 孙振德, 鲁启新. 外物撞击损伤叶片的模拟试验方法[J]. 航空动力学报, 1989, 4(1): 30-32.
SUN Zhende, LU Qixin. Simulation test method of foreign objects damage[J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(1): 30-32. (in Chinese)

[18] MALL S, HAMRICK J L. High cycle fatigue behavior of

Ti-6Al-4V with simulated foreign object damage[J]. *Mechanics of Materials*, 2001, 33(11): 679-692.

[19] 潘辉,赵振华,陈伟. 航空发动机叶片外物损伤试验模拟方法[J]. *航空发动机*, 2012, 38(1): 51-54.

PAN Hui, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei. Aeroengine blade foreign object damage test simulation method[J]. *Aeroengine*, 2012, 38(1): 51-54. (in Chinese)

[20] 胡绪腾,宋迎东. 外物损伤对风扇/压气机叶片高循环疲劳性能影响的研究[J]. *航空发动机*, 2012, 38(3): 18-23.

HU Xuteng, SONG Yingdong. Research on effect of foreign object damage on high cycle fatigue performance for fan/compressor blades[J]. *Aeroengine*, 2012, 38(3): 18-23. (in Chinese)

[21] NICHILAS T, THOMPSON S R, PORTER W J, et al. Comparison of fatigue limit strength of Ti-6Al-4V in tension and torsion after real and simulated foreign object damage[J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27(10): 1637-1643.

[22] CHEN X. Foreign object damage on the leading edge of a thin blade[J]. *Mechanics of Materials*, 2005, 37(4): 447-457.

[23] MAJILA A N, RAMACHANDRA S, MANNAN S L, et al. Influence of foreign object damage on high cycle fatigue of Ti-6Al-4V alloy[J]. *Transactions of the Indian Institute of Metals*, 2015, 69(8): 1-7.

[24] 刘庆琰. 航空发动机钛合金叶片制造技术及失效分析[M]. 北京:航空工业出版社, 2018.

[25] 胡绪腾. 外物损伤及其对钛合金叶片高循环疲劳强度的影响[D]. 南京:南京航空航天大学, 2009.

HU Xuteng. Foreign object damage and its effect on high cycle fatigue strength of titanium alloy engine blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

[26] 季玉辉. 基于 Johnson-Cook 模型的硬物损伤数值模拟研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2009.

JI Yuhui. Numerical simulation of hard-body foreign object damage based on Johnson-Cook model[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

[27] 陈敏. TC4 钛合金力学性能测试及动态材料模型研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.

CHEN Min. Research on mechanical properties test and dynamic material model of Ti6Al4V titanium alloy[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[28] DONALD R L. Experimental investigations of material models for Ti-6Al-4V titanium and 2024-T3 aluminum[R]. Washington DC: Department of Transportation, DOT/FAA/AR-00/25, 2000.

[29] 熊令芳,胡凡金. ANSYS LS-DYNA 非线性动力分析方法与工程应用[M]. 北京:中国铁道出版社, 2016.

[30] 曾正明,彭福泉. 机械工程材料手册[M]. 北京:机械工业出版社, 1998.

[31] 曾正明. 实用有色金属材料手册[M]. 北京:机械工业出版社, 2016.

(编辑:张 雪)