

钛合金叶片前缘的外物损伤残余应力数值分析

赵振华, 张钧贺, 王凌峰, 陆楷楠, 刘璐璐, 陈伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院

航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 为研究航空发动机叶片外物损伤(FOD)位置残余应力的分布规律,根据真实叶片前缘特征设计了模拟叶片,基于 Johnson-Cook 本构模型,使用 LS-DYNA 软件仿真分析钢珠以不同角度冲击钛合金模拟叶片前缘的过程,对比仿真与相同试验条件下的空气炮模拟外物损伤试验的 FOD 损伤形貌与宏观尺寸,验证了有限元模型的正确性。提取仿真计算的不同入射角度对应的 FOD 位置残余应力分布,结果表明:钢珠以 0° 角入射时,钢珠冲击产生的接触力和变形能明显大于其他入射角度的情况,说明钢珠偏斜一定角度入射时造成的偏斜型缺口处的材料失效与变形不如外物正撞前缘形成的半圆型缺口严重;在 FOD 缺口底部尖端靠近入射表面区域存在明显的残余拉应力。随着入射角度的增大,残余拉应力区的范围逐渐扩大,残余拉应力最大值逐渐减小。

关 键 词: 外物损伤; TC17 钛合金; 有限元; Johnson-Cook 本构模型; 残余应力

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Numerical analysis on residual stress of foreign object damage on the leading edge of titanium alloy blade

ZHAO Zhenhua, ZHANG Junhe, WANG Lingfeng,

LU Kainan, LIU Lulu, CHEN Wei

(Aero-engine Thermal Environment and Structure Key Laboratory of Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to study the distribution law of residual stress on foreign object damage (FOD) position in aero engine blades, the simulated blades were designed according to the characteristics of the aero engine blade leading edge. LS-DYNA software was used to simulate and analyze the impacting process of titanium alloy simulated blade at different angles based on Johnson-Cook constitutive and failure models. The damage morphology and macro size were compared between simulating results and FOD test results to verify the correction of the finite element model. The simulated residual stress distribution at the FOD position corresponding to different incident angles was extracted. The results showed that when the incident angle of steel ball was 0° , the contact force and deformation energy were significantly larger than other incident angles, indicating that the material failure and deformation at the skewed notch caused by a certain incident angle impact were less serious

收稿日期: 2020-04-18

作者简介: 赵振华(1979—),男,讲师,博士,主要从事疲劳与可靠性研究。

引用格式: 赵振华,张钧贺,王凌峰,等. 钛合金叶片前缘的外物损伤残余应力数值分析[J]. 航空动力学报,2020,35(11):2284-2292. ZHAO Zhenhua, ZHANG Junhe, WANG Lingfeng, et al. Numerical analysis on residual stress of foreign object damage on the leading edge of titanium alloy blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(11): 2284-2292.

than the semi-circular notch formed by the 0° incident angle impact. There was a significant residual tensile stress area at the FOD notch root near the incident surface. As the incident angle increased, the range of the residual tensile stress area gradually expanded, and the maximum value of the residual tensile stress decreased.

Key words: foreign object damage; TC17 titanium alloy; finite element; Johnson-Cook constitutive model; residual stress

航空发动机在服役过程中,由于高速气流的吸入,附近的物体会不可避免地进入流道,包括飞鸟、冰雹或微小硬物。这些外物相对于旋转中的叶片的速度可以达到 300m/s,撞击风扇或压气机叶片前缘会造成冲击损伤,影响叶片的结构强度^[1]。鸟撞^[2]和冰撞^[3]通常被定义为软物撞击,螺栓、螺母、沙砾等毫米级硬物的撞击则被定义为外物损伤(foreign object damage, FOD)^[4]。

由于航空发动机风扇/压气机叶片的工作载荷极其复杂,服役中会受到短时共振引起的高周疲劳载荷作用,还会伴有高速旋转带来的离心应力,以及高速气流造成的气动力载荷的叠加作用^[5-8]。外物冲击损伤会使得叶片 FOD 位置出现应力集中、残余应力现象,还会伴随有材料丢失及绝热剪切带等微观损伤^[9],这会使得 FOD 位置成为疲劳裂纹萌生的源头,严重降低叶片的疲劳强度,使叶片在设计服役周期内发生疲劳破坏^[10],造成叶片断裂失效,在高工作转速下引发叶片飞脱,导致机匣非包容^[11]事故,严重威胁飞行安全和航空公司与乘客的生命财产。FOD 已经成为影响航空发动机飞行安全的主要问题之一,全球每年由于 FOD 引起的飞行事故以及对 FOD 零部件的维护造成的经济损失超过 40 亿美元^[12]。据统计,在过去的 20 年里,中国各大航空公司共遭受 1765 架次发动机 FOD 事故,损坏的发动机类型包括 CFM56-3、CFM56-5、V2500 等 16 种主流型号^[13],造成了巨大的经济损失。

国外学者在外物损伤的试验与仿真方面开展了诸多研究。Chen 和 Hutchinson^[14-15]通过研究受到钢珠冲击后的 Ti-6Al-4V 平板在应力比为 0.1,不同动载荷下的高周疲劳试验结果,发现疲劳裂纹的萌生和扩展是由 FOD 位置的微裂纹以及残余应力和应力集中共同作用造成的,当高周疲劳试验动载荷较小时,残余应力对 FOD 试件的疲劳强度更大。Ruschau 等^[16]对 FOD 试件进行了去应力退火,消除了残余应力的作用,研究了残余应力对损伤试件高周疲劳极限的影响。Duó、

Oakley 等^[17-18]采用 Bammann 和 Johnson-Cook 等材料模型,通过有限元仿真技术模拟了不同形状和尺寸的外物以不同速度和角度冲击试件的过程,研究了不同工况对外物损伤的影响规律。Hamrick^[19]对钢珠冲击 Ti-6Al-4V 平板的过程进行了有限元仿真分析,研究了高速冲击造成的损伤附近的残余应力分布情况,并对损伤试件进行了高周疲劳试验,结果显示残余拉应力区域与裂纹萌生的位置吻合。

我国对于 FOD 研究的开展相对国外较晚,但也取得了相关成果。李永健^[20]和朱自佳^[21]通过对 FOD 试件进行真空去应力退火处理,去除了 FOD 周围的残余应力,并通过试验测定了 FOD 试件的高周疲劳强度。结果显示,去除残余应力的试件高周疲劳强度有明显上升, FOD 造成的损伤位置残余应力对高周疲劳性能有削弱作用。季玉辉^[22]基于 TC4 钛合金 Johnson-Cook 本构模型和失效模型对某型发动机压气机叶片 FOD 进行了有限元仿真,分析冲击后的 FOD 残余应力值发现残余拉应力值随外物直径的增大而增大,随冲击速度的增大而减小。

目前,国内外对于金属材料残余应力试验测试的主流手段是 X 射线衍射法。该方法在测量平面残余应力时精度较高,但是外物高速冲击造成的损伤缺口区域不平整,残余应力的分布不均匀,局部存在应力梯度,且密排六方结构的钛合金材料存在微观各向异性,这会导致使用 X 射线衍射法测得的残余应力数据不准确^[17]。因此,本文采用数值仿真的方法分析了 TC17 模拟叶片前缘 FOD 区域的残余应力,计算了钢珠以不同角度冲击模拟叶片前缘的过程,研究了冲击角度对 FOD 位置残余应力分布的影响规律,可以为 FOD 叶片疲劳失效机理的研究提供基础信息。

1 FOD 仿真方法

1.1 有限元模型

模拟叶片前缘尺寸根据某航空发动机风扇叶

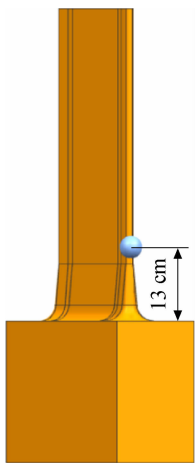


图 5 钢珠冲击位置
Fig. 5 Impact position of steel ball

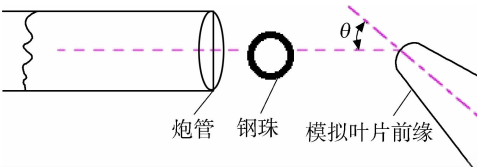


图 6 入射角度示意图
Fig. 6 Schematic diagram of incident angle

度示意图,设置钢珠的入射角度 θ 分别为 0° 、 30° 、 45° 、 60° 。

在钢珠冲击模拟叶片前缘并与之完全脱离后,叶片最终得到的稳定的应力分布,即为外物损伤后残余应力。在有限元显式计算该过程所需时间较长,为节约计算成本,参考 Lin 等^[25]对 TC4 钛合金平板受冲击后的残余应力计算方法,使用关键字 *DAMPING_PART_MASS 对模拟叶片部件施加质量阻尼,减少冲击后的振荡,按照 LS-DYNA 关键字手册^[26]推荐设置设定质量阻尼最低阶模态临界阻尼为的 10%,即设定质量阻尼系数 $\alpha=0.4\pi f$, f 为结构的最低阶固有频率。

2 结果与讨论

2.1 外物损伤模拟试验结果

使用如图 7 所示的空气炮系统发射 3 mm 直径钢珠,以 250 m/s 的入射速度, 0° 、 30° 、 45° 、 60° 四种入射角度冲击模拟叶片前缘预制 FOD 缺口。完成外物损伤试验后,使用三维体视显微镜对缺口进行损伤参数观测,定义损伤宽度与损伤深度如图 8 所示,结果见表 3。

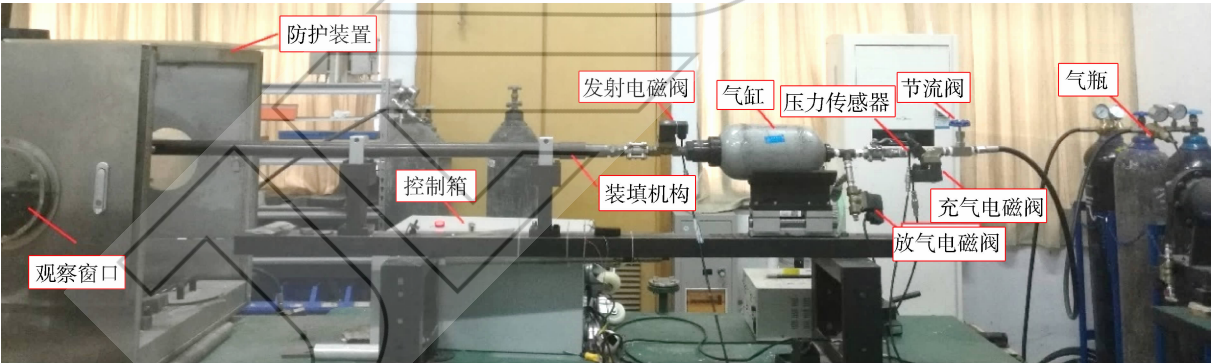


图 7 空气炮试验系统
Fig. 7 Air cannon test system

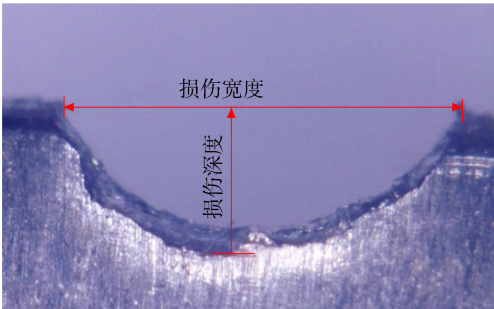


图 8 损伤尺寸示意图
Fig. 8 Damage size diagram

2.2 损伤形貌分析

LS-DYNA 仿真分析得到的模拟叶片前缘损伤形貌与对应参数下的空气炮外物损伤试验得到的损伤形貌如图 9~图 12 所示。当钢珠以 0° 角入射时,损伤呈现半圆型缺口,叶盆与叶背侧的损伤对称;当钢珠偏斜一定角度入射时,损伤呈现偏斜型缺口,入射面(叶盆侧)的损伤更严重,随着入射角 θ 的增加,缺口底部偏斜现象更明显,更容易出现材料的堆积和分层。数值模拟与试验得到的缺口形貌基本一致,LS-DYNA 仿真结果较好地模拟了 TC17 钛合金材料的失效及变形。

表 3 模拟叶片外物损伤试验结果
Table 3 FOD test results of simulation blades

试验件编号	外物直径/mm	冲击速度/(m/s)	入射角 $\theta/(^{\circ})$	损伤宽度/mm	损伤深度/mm	损伤类型
1	3	250	0	2.579	1.277	半圆
2	3	250	0	2.607	1.204	半圆
3	3	250	0	2.638	1.287	半圆
4	3	250	0	1.759	0.832	半圆
5	3	250	30	2.416	1.343	偏斜
6	3	250	30	2.587	1.324	偏斜
7	3	250	30	2.520	1.172	偏斜
8	3	250	45	2.744	1.421	偏斜
9	3	250	45	2.520	1.288	偏斜
10	3	250	45	2.292	1.387	偏斜
11	3	250	60	2.646	1.327	偏斜
12	3	250	60	2.541	1.412	偏斜
13	3	250	60	2.596	1.277	偏斜
14	4	250	0	3.468	1.744	偏斜
15	4	250	0	3.477	1.732	半圆
16	4	250	0	3.202	1.597	半圆
17	4	250	0	3.446	1.926	半圆
18	4	250	30	3.738	1.597	偏斜
19	4	250	30	3.710	1.905	偏斜
20	4	250	45	3.319	2.112	偏斜
21	4	250	45	3.710	2.186	偏斜
22	4	250	60	3.445	2.316	偏斜
23	4	250	60	3.721	2.172	偏斜

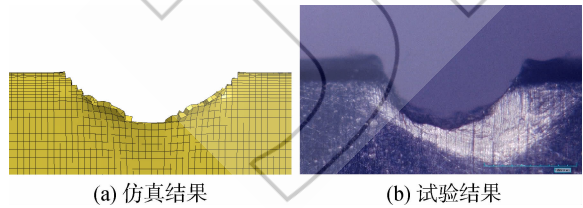


图 9 $\theta=0^{\circ}$ 时的外物损伤形貌
Fig. 9 FOD morphology when $\theta=0^{\circ}$

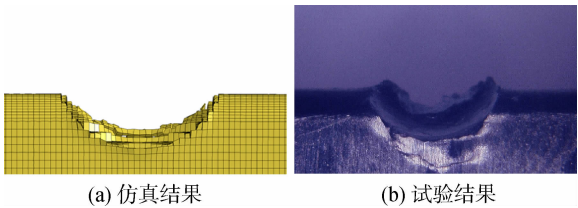


图 11 $\theta=45^{\circ}$ 时的外物损伤形貌
Fig. 11 FOD morphology when $\theta=45^{\circ}$

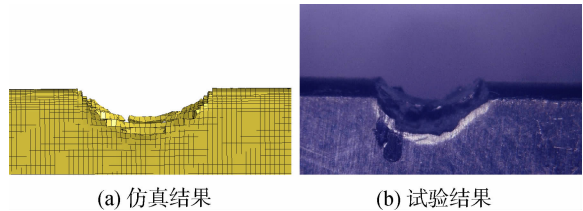


图 10 $\theta=30^{\circ}$ 时的外物损伤形貌
Fig. 10 FOD morphology when $\theta=30^{\circ}$

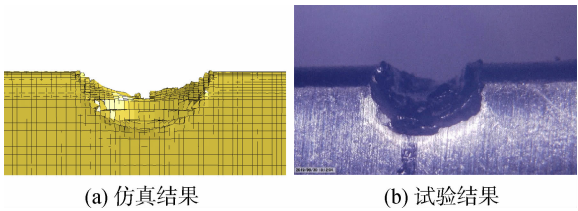


图 12 $\theta=60^{\circ}$ 时的外物损伤形貌
Fig. 12 FOD morphology when $\theta=60^{\circ}$

将 LS-DYNA 仿真分析得到的外物损伤缺口宽度和深度与对应条件下的外物损伤试验结果的均值进行对比,结果列于表 4。仿真损伤宽度结果与试验结果的最大误差为 12.56%,损伤深度

最大误差为 13.92%,考虑到 FOD 的损伤尺寸分散性较大,认为采用上述有限元模型及材料参数能够较好地模拟 TC17 钛合金模拟叶片的外物损伤试验结果。

表 4 FOD 宏观损伤尺寸仿真结果
Table 4 Simulation results of FOD macro damage size

外物 类型	冲击速度/ (m/s)	入射角 $\theta/(^{\circ})$	损伤宽度			损伤深度		
			仿真/mm	试验/mm	误差/%	仿真/mm	试验/mm	误差/%
3mm 直径 钢珠	250	0	2.851	2.608	9.32	1.189	1.289	7.76
		30	2.823	2.508	12.56	1.169	1.280	8.67
		45	2.816	2.519	11.79	1.185	1.365	13.92
		60	2.744	2.549	7.65	1.265	1.347	6.09

2.3 接触力分析

图 13 给出了钢珠以不同角度冲击叶片前缘的冲击瞬间的接触力变化曲线,分析可知,钢珠以 0° 角入射时钢珠冲击产生的接触力明显大于其他入射角度冲击的情况。 $\theta=30^{\circ},45^{\circ},60^{\circ}$ 时,接触力的作用时间较 $\theta=0^{\circ}$ 时有明显增大。这表明当钢珠偏斜一定角度入射时,叶片与钢珠的接触面积更大,钢珠从开始接触到回弹至完全脱离叶片所需时间更长。

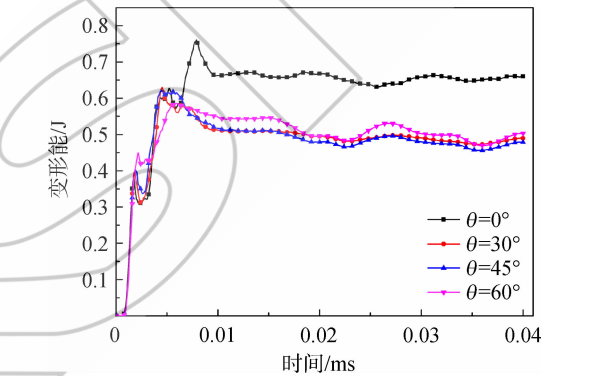


图 14 变形能与入射角度的关系
Fig. 14 Relationship between deformation energy and incident angle

型缺口失效材料更多,因此变形能较偏斜一定角度入射造成的偏斜型缺口更大。

2.5 残余应力分析

计算时长 0.05 ms 后得到了稳定的残余应力分布,由于叶片在工作过程中的载荷主要为离心力拉应力和短时共振造成的沿叶高方向的拉压应力,定义平行于叶片前缘由叶根指向叶尖的方向为 z 轴正向,该方向的残余拉应力会造成损伤位置的疲劳强度降低,因此本节重点关注 z 方向的残余应力分布规律。

叶片前缘 FOD 位置的 z 向残余应力分布结果如图 15~图 18,应力单位为 Pa,拉应力为正,压应力为负。观察应力云图可以发现,冲击造成的不均匀塑性变形阻碍了弹性能的释放,在损伤缺口附近造成了明显的拉伸残余应力区(图中的红色区域)和压缩残余应力区(图中的蓝色区域)。当 $\theta=0^{\circ}$ 时,在 FOD 缺口底部尖端位置靠近表面

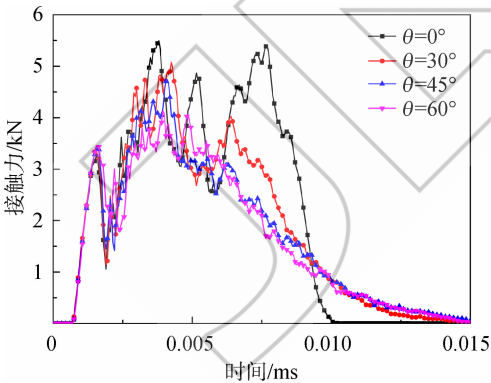


图 13 接触力与入射角度的关系
Fig. 13 Relationship between contact force and incident angle

2.4 变形能分析

图 14 给出了模拟叶片的内能变化,反映了冲击过程中模拟叶片的变形能随时间的变化规律。分析可以发现 $\theta=0^{\circ}$ 入射时,模拟叶片的变形能明显大于其他入射角度的情况,比 $\theta=30^{\circ},45^{\circ}$ 和 60° 对应的冲击过程大 0.15J 左右。这是由于钢珠正撞叶片前缘时入射瞬间接触力更大,造成的半圆

区域(如图 15(b)中①区域)呈现明显的残余拉应力。由于在钢珠冲击过程中,缺口底部材料受到挤压产生塑性变形难以恢复,缺口底部(如图 15(b)中②区域)为残余压应力区。在损伤缺口边缘一

定距离的范围内也存在残余压应力。当钢珠呈一定角度入射时,损伤底部近入射表面(叶盆)的区域(图 16~图 18 中①区域)存在明显的残余拉应力区,随着入射角度的增大,残余拉应力区的范围

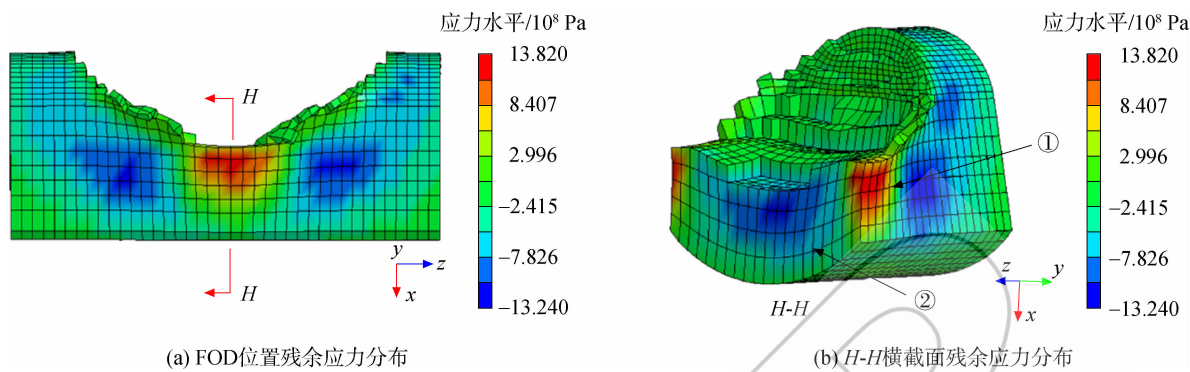


图 15 $\theta=0^\circ$ 时的损伤位置残余应力分布

Fig. 15 Distribution of residual stress at the position of damage when $\theta=0^\circ$

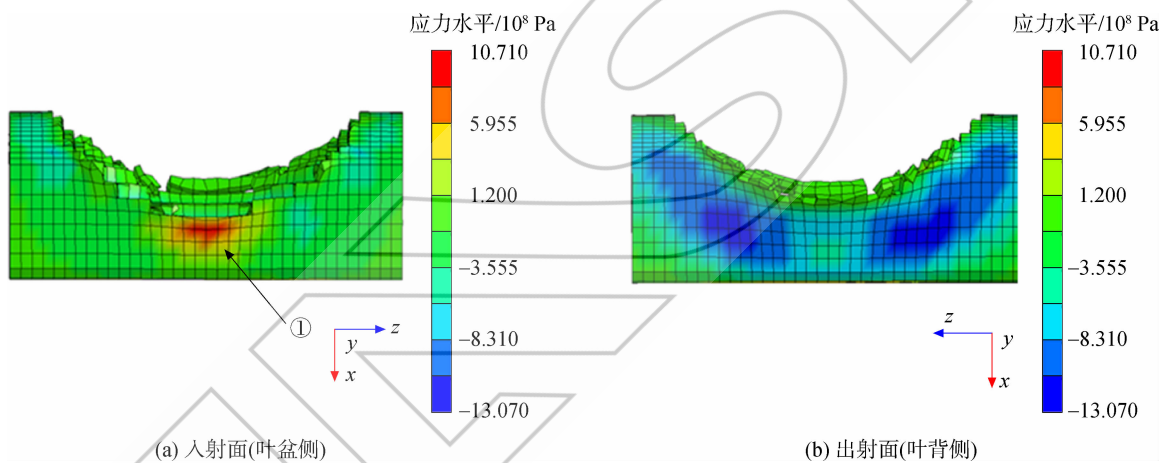


图 16 $\theta=30^\circ$ 时的损伤位置残余应力分布

Fig. 16 Distribution of residual stress at the position of damage when $\theta=30^\circ$

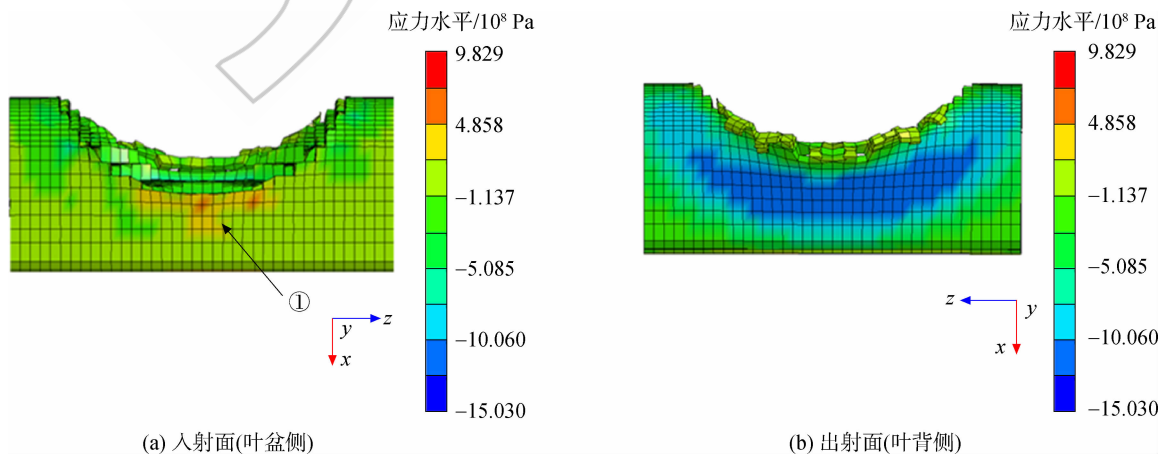


图 17 $\theta=45^\circ$ 时的损伤位置残余应力分布

Fig. 17 Distribution of residual stress at the position of damage when $\theta=45^\circ$

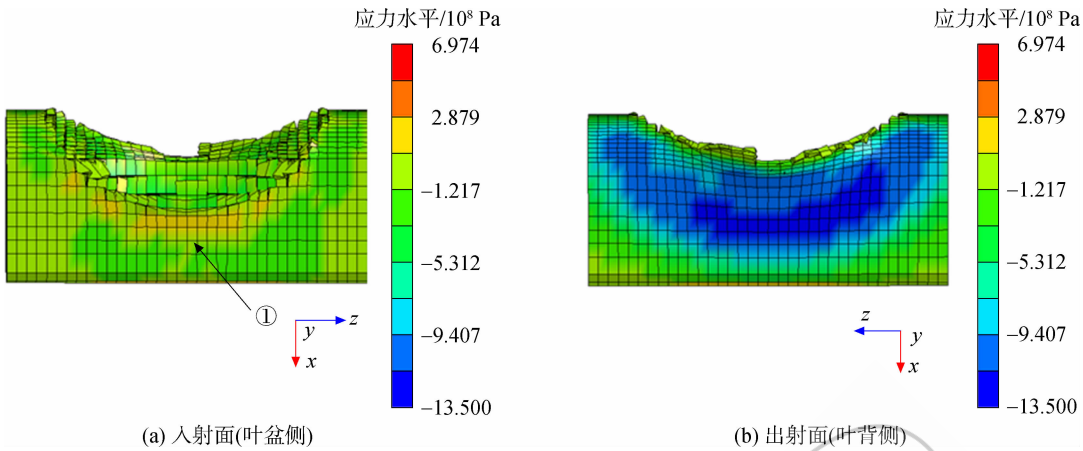


图 18 $\theta=60^\circ$ 时的损伤位置残余应力分布

Fig. 18 Distribution of residual stress at the position of damage when $\theta=60^\circ$

逐渐扩大。钢珠与前缘呈一定角度入射导致了叶盆、叶背的损伤不对称,钢珠高速冲击模拟叶片前缘导致损伤位置材料出现大面积的挤压变形,使得叶背侧出现了明显的残余压应力区。

不同入射角对应的最大残余应力值如图 19 所示,可以发现当 $\theta=0^\circ$,即钢珠正撞模拟叶片前缘时,最大残余拉应力有最高值。随着冲击角度的增大,最大残余拉应力值逐渐减小。

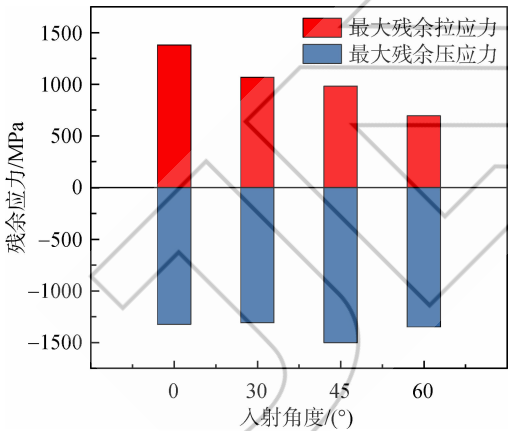


图 19 最大残余应力与入射角度的关系

Fig. 19 Relationship between maximum residual stress and incident angle

3 结 论

本文使用 LS-DYNA 软件,采用 Johnson-Cook 材料本构及失效模型,对钢珠以不同入射角度冲击 TC17 钛合金模拟叶片前缘的外物损伤过程进行了数值仿真分析,将仿真结果与空气炮模拟外物损伤试验结果进行了对比,研究了入射角度对 FOD 位置残余应力分布的影响规律。得到了以下结论:

1) 数值仿真与试验得到的缺口形貌基本一致,缺口宽度和深度尺寸与试验结果吻合度较高,说明 Johnson-Cook 材料本构模型及失效模型能够较好地模拟 TC17 钛合金材料在 FOD 过程中的失效及变形。

2) 钢珠以 0° 角入射时,钢珠冲击产生的接触力和变形能明显大于其他入射角度的情况,说明钢珠偏斜一定角度入射时与模拟叶片前缘的接触面积更大,钢珠完全脱离模拟叶片所需时间更长,造成的偏斜型缺口处的材料失效与变形不如外物正撞前缘形成的半圆型缺口严重。

3) 仿真分析得到的 FOD 位置残余应力分布结果显示在损伤缺口底部尖端靠近入射表面区域存在明显的残余拉应力。随着入射角度的增大,残余拉应力区的范围逐渐扩大,残余拉应力最大值逐渐减小。

参考文献:

[1] 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 blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

[2] ZHOU Yadong, SUN Youchao, CAI Wenchao. Bird-striking damage of rotating laminates using SPH-CDM method[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 84: 265-272.

[3] PERNAS-SÁNCHEZ J, ARTERO-GUERRERO J A, VARAS D, et al. Analysis of ice impact process at high velocity[J]. Experimental Mechanics, 2015, 55: 1669-1679.

[4] FARAHANI H K, KETABCHI M, ZANGENEH S, et al. Characterization of damage induced by impacting objects in udimet-500 alloy[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2016, 16(4): 629-634.

- [5] 王凌峰. 外物损伤对不锈钢叶片高周疲劳性能的影响[D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.
WANG Lingfeng. Effect of foreign object damage on high cycle fatigue performance of stainless steel blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [6] 刘超. 叶片外物损伤模拟及其疲劳强度预测技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
LIU Chao. Study on the damage simulation of blade foreign body and its fatigue strength prediction technology [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [7] 许祥胜, 赵振华, 陈伟. 外物损伤对 TC4 钛合金的高周疲劳强度的影响[J]. 航空发动机, 2017, 43(3): 88-92.
XU Xiangsheng, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei. Effect of foreign object damage on high cycle fatigue strength of TC4 titanium alloy[J]. Aeroengine, 2017, 43(3): 88-92. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 张钧贺. 外物损伤 TC17 钛合金叶片高周疲劳强度预测方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2020.
ZHANG Junhe. Study on high cycle fatigue strength prediction method of TC17 titanium alloy blade damaged by foreign objects[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [10] 潘辉. 叶片外物损伤的特征分析及模拟试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
PAN Hui. Characteristic analysis and simulation test of foreign object damage on blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [11] HE Qing, XIE Zhi, XUAN Haijun, et al. Multi-blade effects on aero-engine blade containment [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 49: 101-111.
- [12] BOYCE B L, CHEN X, HUTCHINSON J W, et al. The residual stress state due to a spherical hard-body impact [J]. Mechanics of Materials, 2001, 33(8): 441-454.
- [13] 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 characteristics of aero engine fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1105-1111. (in Chinese)
- [14] CHEN Xi, HUTCHINSON J W. Foreign object damage and fatigue crack threshold: cracking outside shallow indentations[J]. International Journal of Fracture, 2011, 107(1): 31-51.
- [15] CHEN Xi, HUTCHINSON J W. Particle impact on metal substrates with application to foreign object damage to aircraft engines[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 2002, 50(12): 2669-2690.
- [16] RUSCHAU J, THOMPSON S R, NICHOLAS T. High cycle fatigue limit stresses for airfoils subjected to foreign object damage[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(9/10/11): 955-962.
- [17] DUÓ P, LIU J, DINI D, et al. Evaluation and analysis of residual stresses due to foreign object damage[J]. Mechanics of Materials, 2007, 39(3): 199-211.
- [18] OAKLEY S Y, NOWELL D. Prediction of the combined high-and low-cycle fatigue performance of gas turbine blades after foreign object damage[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(1): 69-80.
- [19] HAMRICK J L I. Effects of foreign object damage from small hard particles on the high-cycle fatigue life of Ti-6Al-4V[D]. Dayton, US: Air Force Institute of Technology, 1999.
- [20] 李永建. 外物损伤叶片的微观损伤和残余应力对疲劳性能影响[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
LI Yongjian. Effects of micro damage and residual stress on the fatigue performance of foreign-damaged blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics. (in Chinese)
- [21] 朱自佳. 外物损伤对风扇叶片高循环疲劳强度的影响及预测[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.
ZHU Zijia. Influence and prediction of foreign object damage on high cycle fatigue strength of fan blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [22] 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 object damage based on Johnson-Cook model[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [23] ZHANG Ping, WANG Youqiang, LIU Wenhui. Finite element analysis of TC17 Ti alloy under high-speed cutting based on its friction model of deformation zone[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 96: 935-946.
- [24] CHEN Guang, REN Chengzu, YANG Xiaoyong, et al. Finite element simulation of high-speed machining of titanium alloy (Ti-6Al-4V) based on ductile failure model[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2011, 56: 1027-1038.
- [25] LIN B, ZABEEN S, TONG J, et al. Residual stresses due to foreign object damage in laser-shock peened aerofoils: Simulation and measurement[J]. Mechanics of Materials, 2015, 82: 78-90.
- [26] Livermore Software Technology Corporation. LS-DYNA keyword user's manual [M]. Livermore, US: Livermore Software Technologies Corporation, 2007.