

航空发动机风扇叶片硬物冲击损伤特征

马 超¹, 王玉娜², 武耀罡¹, 徐建新¹
(1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300;
2. 中国民航大学 飞行技术学院, 天津 300300)

摘 要: 通过对国内近20年民用航空发动机风扇叶片外物损伤数据调研与统计分析,筛选最具典型特征的硬物冲击损伤数据,依据发动机维修手册对风扇叶片损伤类型特征进行了分类,研究损伤类型与发动机类型的相关性和差异性、损伤发生位置特征、损伤尺寸特征等内容。分析结果表明:发动机风扇叶片硬物冲击损伤类型表现出多样化特征,其中缺口和凹坑两类损伤类型发生概率较大,而且不同损伤类型在特定发动机型号中又存在一定的差异性。通过对损伤位置与尺寸特征的分析,表明风扇叶片的损伤位置存在一定的簇集统计规律,缺口的损伤尺寸特性存在一定的统计分布规律。研究结果能够为航空发动机风扇叶片实际的维护维修工作提供相关技术参考。

关 键 词: 航空发动机; 风扇叶片; 硬物冲击损伤; 损伤特征; 数据分析

中图分类号: V232⁺.4

文献标志码: A

Hard object impact damage characteristics of aero engine fan blade

MA Chao¹, WANG Yu-na², WU Yao-gang¹, XU Jian-xin¹

(1. College of Aeronautical Engineering,
Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. College of Flight Techniques,
Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Based on the foreign objects damage data of civil aviation engine fan blades in recent 20 years, the most typical features of hard object impact damage were filtered, and the fan blade damage characteristics were classified according to the engine maintenance manual. Then the relevance and differences between the damage types and engine types, the damage position features, and damage size features were analyzed. The results indicate that the damage type of engine fan blades hard object impact has diversified characteristics, in which the occurrence probability of two damage types (notch and dent) is larger, and there are some differences in specific engine type of different damage types. The analysis of the damage position and size features shows that there is a certain cluster statistical law of the fan blades damage position, and the damage size characteristic presents a certain statistical distribution. The results are able to provide technical reference for the actual maintenance of aero engine fan blades.

收稿日期: 2016-08-15

基金项目: 中央高校基本科研项目(3122016C002)

作者简介: 马超(1985—),男,讲师,博士,主要从事流固耦合数值模拟,基于数据的民机运行支持研究。

引用格式: 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(4):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(4): 1105-1111.

Key words: aero engine; fan blade; hard object impact damage; damage characteristics; data analysis

航空发动机风扇叶片处在发动机整体的最外围,在飞行过程中非常容易受到外来物的冲击损伤(FOD, foreign object damage),这种损伤根据损伤源的不同可大致分为软体冲击损伤和硬物冲击损伤^[1].

航空发动机风扇叶片硬物冲击损伤一般发生在近地面飞行过程中,由被发动机吸入的硬物(如砂石、金属物体或碎片等)冲击造成^[2].由于是硬物冲击,损伤在外观上多表现为局部的机械损伤,常见如缺口、凹坑、刻痕等.

由硬物冲击造成机械损伤的部位一般都会产生应力集中、残余应力、剪切带等现象,严重的时候甚至能够产生初始的微小裂纹,给叶片的疲劳寿命带来严重影响^[3].因此,研究硬物冲击损伤具有非常重要的工程实际意义,而一般对硬物冲击损伤的研究手段主要有试验与数值计算两种方法.

试验方法是研究硬物冲击损伤最为直观和最接近实际的方法,20世纪50年代Kaufman等^[4]与英国Dunham等^[5]用试验的方法研究了不同材料的硬物冲击压气机叶片不同位置的损伤形式和对压气机叶片疲劳强度的影响.后续发动机研发公司和使用方相继开展了较为系统的研究,如GE公司的Storace^[6]以及Nicholas等^[7].美国军方一直重视FOD对叶片性能的影响,1994年起发起了美国国家高循环疲劳科学与技术计划,对外来物损伤问题进行了更为系统深入的研究^[8],2004年在美军发布的新标准MIL-HDBK-1783B W/Change 2中^[9],提出了基于FOD统计分布、真实FOD试验和冲击数值模拟的叶片抗FOD设计准则.

数值计算方面,国外研究始于20世纪90年代中期之后,主要采用主流的有限元分析软件MSC/DYTRAN与LS-DYNA软件.如Weeks等主要对钢珠冲击菱形截面叶片的动态过程进行了数值模拟^[10],Tranter等通过数值计算较好地预测了材料变形和失效模型的材料极限穿透速度^[11].另外还有许多学者对风扇叶片的外来物损伤进行了数值模拟方面的研究^[12-13].

国内南京航空航天大学在80年代末期就有孙振德、鲁启新^[14]研究了模拟叶片外物损伤的试验方法,另外国内还有许多学者对风扇叶片的外来物损伤进行了试验和数值模拟方面的

研究^[15-17].

但是,国内针对风扇叶片实际使用过程中硬物冲击造成损伤的研究开展较少,康继东^[18]曾经在1996年对叶片FOD的损伤特征开展过统计分析工作,时间较为久远.究其原因可能是由于实际使用数据较为分散,收集难度较大造成.

本文通过广泛的收集和调研国内各大航空公司机务工程部或维修厂的发动机风扇叶片的实际使用数据开展损伤特征分析,统计整理了国内主要航空公司近20年来航线和大修厂机务工作过程中保留的共计1765例FOD数据.其中包括的发动机类型有:CF34, CFM56-3, CFM56-5, CFM56-7, TRENT700, V2500等16类型发动机.进一步整理和筛选后,确定作为参与统计的硬物冲击损伤的数据共计381例^[19].

1 风扇叶片硬物冲击损伤类型

发动机风扇叶片硬物冲击损伤类型大致可分为:凹坑、撕裂、缺口、刻痕、弯曲变形共5种.另外,对未能明确说明损伤类型的数据定义为不能确定,最终确定参与统计分析的风扇叶片损伤类型共有6种^[19].硬物冲击对风扇叶片造成的损伤多会带来材料的缺失,其中“缺口”和“凹坑”为其中最为主要的损伤类型,约占总数的71%,损伤类型中“弯曲变形”和“刻痕”所占比例较小.

2 损伤类型与发动机类型统计分析

研究不同的损伤类型与发动机类型之间的相关性与差异性,判断某种发动机类型是否存在典型的损伤类型,推测某种发动机受到硬物冲击损伤后更高概率出现哪种损伤类型,能够在风扇叶片维护和维修过程中提高维修的前瞻性、有效性、可靠性和经济性.

2.1 损伤类型与发动机类型相关性分析

从1765例FOD数据中选取样本量较大的6种不同类型发动机的数据,包括的发动机有:CF34, CFM56-3, CFM56-5, CFM56-7, TRENT700, V2500,列入统计的样本量共计355例,按照上面描述的损伤类型对6种发动机类型统计分布如表1所示.

采用 Fisher's 确切概率法计算 χ^2 值. 经计算, $\chi^2=81.061, p<0.001$, 达到显著, 说明发动机类型与损伤类型之间存在关联性. 两者关联度为 $p=0.218$, 为中等程度关联.

每种发动机类型中损伤类型所占百分比分布如图 1 所示, 可以看出, 发动机风扇叶片硬物冲击损伤类型表现出多样化特征. 从整个发动机样本量来看, 6 种损伤类型的出现数量又呈现典型化的特点, 其中缺口与凹坑损伤为出现最多的两类损伤类型, 因此, 在发动机维护使用过程中, 应该对于上述两种损伤的维修方式给予相当的重视.

表 1 发动机损伤类型统计
Table 1 Statistics of engine damage types

发动机类型	损伤类型					
	缺口	凹坑	刻痕	撕裂	弯曲变形	不能确定
CF34	22	6	3	1	4	1
CFM56-3	6	6	1	1	4	0
CFM56-5	50	11	2	4	34	8
CFM56-7	90	23	10	2	6	16
TRENT700	16	6	3	1	0	1
V2500	14	1	1	0	1	0
总计	198	53	20	9	49	26

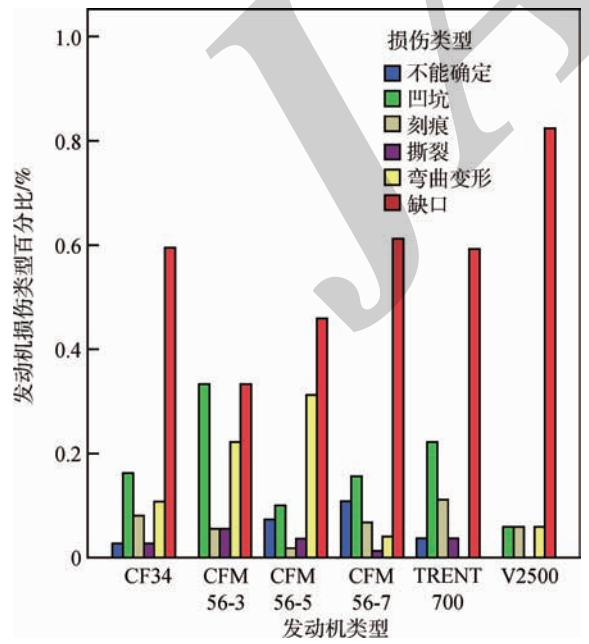


图 1 6 种发动机损伤类型百分比分布
Fig.1 Damage types percentage of six engines

2.2 损伤类型与不同发动机类型的差异性分析
不同类型发动机的风扇叶片由于结构设计与

制作工艺的不同, 在受到硬物冲击损伤之后, 表现出的损伤类型也不相同. 样本数据中 CFM56-7 系列发动机数据为所有类型发动机中最多的 147 例, “缺口”也为损伤类型中数据最多的类型, 其统计分析结果应该相对更加接近真实情况. 因此, 可以将 CFM56-7 系列发动机的缺口损伤类型统计样本量作为对照组的基准样本量, 通过将其其他类型的发动机风扇叶片硬物冲击损伤结果与其对比分析, 找出之间的差异性, 进而对其他类型发动机的某些统计变量之间的关系进行推断分析.

进行差异分析的过程中, 采用广义 Logistic 回归分析方法将缺口损伤类型的统计样本量作为参照水平, 其他损伤类型的样本量与之进行比较, 可得到如下式所示的 Logistic 函数:

$$P_b = \ln \left[\frac{P(Y = b | X)}{P(Y = a | X)} \right] \tag{1}$$

式中 Y 为研究的分类变量 (损伤类型); a, b 为该分类变量的不同水平, 设定 a 为参照水平 (缺口), b 为与 a 进行比较的另一水平; P_b 为 b 与 a 相比所得到的 Logistic 函数; X 为自变量, 表示发动机类型; $P(Y=b|X)$ 为不同类型的发动机中出现 b 损伤的概率.

首先进行估计参数的判断, 结果如表 2 所示.

表 2 总模型的似然比检验结果
Table 2 Likelihood ratio test results of overall model

模型	模型拟合标准	似然比检验		
	变异	卡方值	自由度	显著性
只有常数项	160.033			
最终	137.379	73.653	25	<0.001

表 2 为总模型的似然比检验结果, 可见, 最终模型和只含有常数项的无效模型相比, 变异从 160.033 下降到 137.379, 似然比卡方检验结果 $p<0.001$, 说明至少有 1 个自变量系数不为 0, 模型是有意义的.

发动机类型与损伤类型差异分析参数估计结果见表 3.

表 3 中, 上标 a 为参照分类, 表示缺口; b 为参照, 其参数设定为 0, 无法估计.

由表 3 可知, CFM56-3 系列发动机比 CFM56-7 系列发动机更容易产生凹坑的损伤, 存在某种差异 ($B=1.364, \chi^2=4.798, p=0.028<0.05$), 表中回归系数为 1.364 表示凹坑与缺口损伤类型相比, CFM56-3 系列发动机发生凹坑损伤的可能性是 CFM56-7 系列发动机的 1.364 倍.

表 3 发动机类型与损伤类型差异分析结果

Table 3 Difference analysis results between damage types and engine types

损伤类型 ^a	发动机类型	回归系数	标准差	Wald 卡方值	自由度	显著性
凹坑	Intercept	-1.364	0.234	34.097	1	0
	CFM56-3	1.364	0.623	4.798	1	0.028
	CFM56-7	0 ^b			0	
弯曲变形	Intercept	-2.708	0.422	41.251	1	0
	CFM56-3	2.303	0.771	8.919	1	0.003
	CFM56-5	2.322	0.477	23.740	1	
	CFM56-7	0 ^b			0	0

弯曲变形与缺口两种损伤类型相比,CFM56-3,CFM56-5 系列发动机比 CFM56-7 发动机更容易产生弯曲变形的损伤,原理同上。

3 损伤类型与损伤位置统计分析

在统计损伤位置的过程中,对不同类型的发动机风扇叶片尺寸进行了无量纲化处理,以叶根位置为基准,采用相对位置的方式表示。在 355 个统计样本中,能够较为明确判断损伤位置的数据量为 171 例,分布见表 4。

表 4 明确损伤位置的数据分布

Table 4 Statistics of damage position data

参数	损伤类型					
	缺口	凹坑	刻痕	撕裂	变形弯曲	不能确定
损伤相对位置的数量	107	28	4	5	24	3

不同发动机类型,不同损伤类型,以及损伤发生的相对位置分布如图 2 所示。

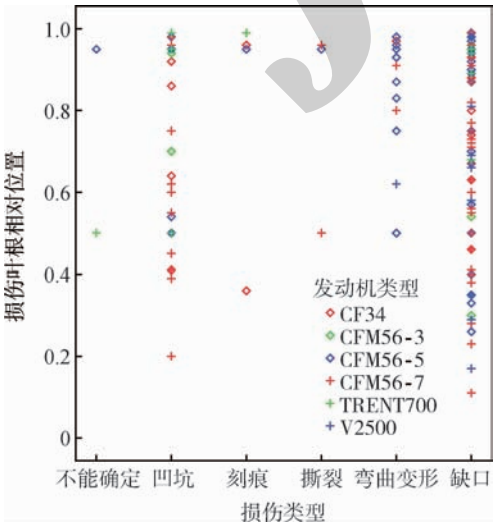


图 2 发动机类型、损伤类型与损伤相对位置分布
Fig. 2 Distribution of engines, damage types and damage relative position

由图 2 可以看出,刻痕、撕裂、弯曲变形 3 种损伤类型均大量出现在叶尖位置,但凹坑和缺口两种损伤类型相对位置的分布比较广泛。

对缺口与凹坑两类样本量较多的损伤类型的损伤位置,以及所有损伤类型的损伤位置分别计算集簇的中心与标准差,如图 3 所示。

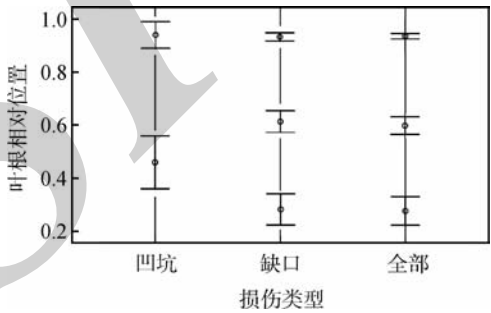


图 3 损伤集簇的中心与标准差
Fig. 3 Center and standard deviation of damage cluster

由图 3 可以看到,凹坑和缺口两种损伤类型在 95% 的置信区间条件下能够形成比较集中的集簇位置,说明两种损伤发生的位置较为集中,损伤发生位置表现出一定的共性。

4 主要损伤类型尺寸分析

对损伤尺寸的统计分析中,针对数据样本最大的“缺口”的损伤尺寸进行统计分析。

4.1 缺口相对位置与缺口长度统计分析

同时记录了缺口相对位置信息和缺口长度信息的数据共有 77 例。对上述数据进行皮尔逊相关分析,发现缺口长度和相对位置之间存在相关性, $r=0.427, p<0.001$ 。

对相对位置和缺口长度进行 Cluster 集簇分析,发现可以分为两个集簇,具体数据见表 5。

从表 5 可以看出,在损伤相对位置为 0.457 1 与 0.919 5 两个位置上,发生的缺口损伤的长度

相对比较接近,平均值大致分别为 2.4469 mm 与 5.4281 mm,这表明,在叶片不同位置处,产生缺口的长度不相同,越靠近叶尖位置,缺口长度越大.

将统计结果以相对位置和缺口长度的散点图形式表示如图 4 所示.

表 5 相对位置和缺口长度集簇分析

Table 5 Cluster analysis of relative position and notch length				
集簇	缺口长度/mm		损伤相对位置	
	平均值	标准差	平均值	标准差
1	2.4469	1.53338	0.4571	0.18406
2	5.4281	3.42645	0.9195	0.06843

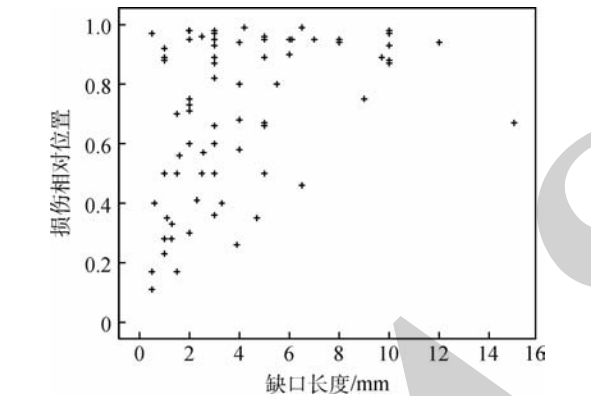


图 4 缺口相对位置和长度的散点图

Fig. 4 Scatterplot of notch relative position and length

4.2 缺口相对位置与缺口深度统计分析

同时记录了缺口相对位置信息和缺口深度信息的数据共有 104 例.进行皮尔逊相关分析,发现缺口深度和相对位置之间存在相关性, $r=0.238$, $p=0.015$.

对相对位置和缺口深度进行 Cluster 集簇分析,发现可以分为两个集簇,具体数据见表 6.

表 6 相对位置和缺口深度集簇分析

Table 6 Cluster analysis of relative location and notch depth				
集簇	缺口深度/mm		损伤相对位置	
	平均值	标准差	平均值	标准差
1	1.2777	1.07849	0.9128	0.08417
2	0.6298	0.28996	0.4659	0.18893

从表 6 可以看出,在损伤相对位置为 0.4659 与 0.9128 两个位置上,发生的缺口损伤

的深度相对比较接近,平均值分别为 0.6298 mm 与 1.2777 mm,这表明,在叶片不同位置处,产生缺口的深度也不相同,越靠近叶尖位置,缺口深度越深.

将统计结果以相对位置和缺口深度的散点图形式表示如图 5 所示.

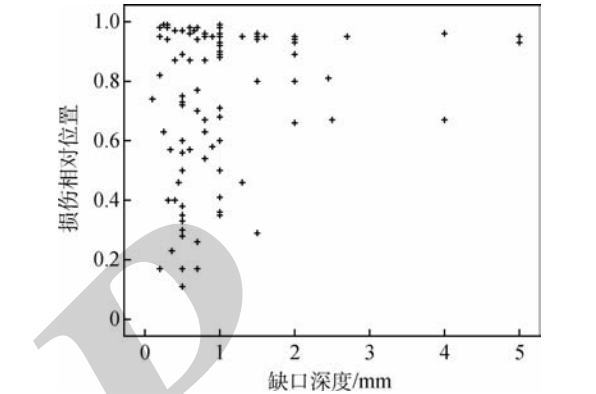


图 5 缺口相对位置和深度的散点图

Fig. 5 Scatterplot of notch relative position and depth

4.3 缺口相对位置与缺口深度统计分析

同时记录了缺口长度信息和缺口深度信息的数据共有 77 例.进行皮尔逊相关分析,发现缺口深度和缺口长度之间存在相关性, $r=0.341$, $p=0.002$.

对缺口长度和缺口深度进行 Cluster 集簇分析,发现可以分为两个集簇,具体数据见表 7.

表 7 缺口长度和缺口深度集簇分析

Table 7 Cluster analysis of notch length and depth				
集簇	缺口深度/mm		缺口长度/mm	
	平均值	标准差	平均值	标准差
	标准差		标准差	
1	1.7108	1.22845	7.4875	3.01508
2	0.6608	0.27451	2.5268	1.48954

从统计结果的相关性和表 7 可以看出,缺口的长度和缺口的深度在某种程度上存在一定的比例范围,即,缺口长度平均值为 7.4875 mm 时,缺口深度平均值为 1.7108 mm,长深比大致为 4.38;缺口长度平均值为 2.5268 mm 时,缺口深度平均值为 0.6608 mm,长深比大致为 3.83.

将统计结果以缺口长度和缺口深度的散点图形式表示如图 6 所示,从散点图可以看出,缺口长度与缺口宽度之间存在一定的线性拟合关系.

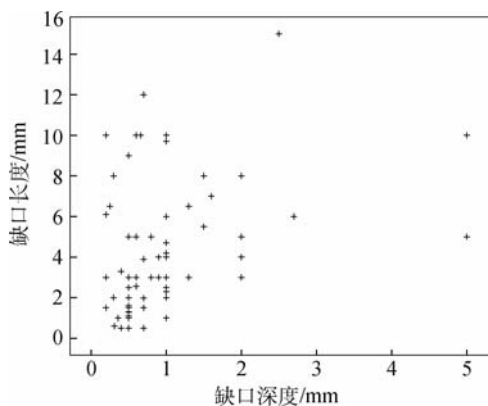


图6 缺口长度和缺口深度的散点图

Fig. 6 Scatterplot of notch length and depth

5 结 论

由于发动机使用环境、风扇叶片制作工艺、致损源等因素的不同,航空发动机风扇叶片发生硬物冲击损伤的致损频率、损伤类型等不同。为了挖掘影响风扇叶片硬物冲击损伤各因素之间的关系,统计了国内近20年的发动机风扇叶片FOD数据,针对硬物冲击损伤类型进行了统计分析:

1) 通过损伤类型与发动机类型相关性与差异性分析,表明发动机类型与损伤类型之间存在一定的关系。其中,缺口与凹坑在几类定义的损伤类型中为各类发动机出现最多的两类。差异性分析表明,一些发动机在某些损伤类型中出现了更高的发生概率,这与风扇叶片的设计方案和制作工艺有着密切的关系。

2) 不同损伤类型在风扇叶片上的发生位置分布呈现出集簇分布的统计规律,在形成集簇的位置,风扇叶片更容易发生相应的损伤,分析结果能够为发动机的风扇叶片设计和损伤处理方法提供一定的技术参考。

3) 缺口损伤作为硬物冲击损伤最常见的类型,在风扇叶片实际使用过程中表现出了较为明显的统计规律。民航维修行业中对未超标的缺口损伤的维修方法一般为打磨处理,打磨过程中对缺口的长度和深度有着严格的要求,因此,该结果对风扇叶片缺口损伤的维修维护方案有着一定的工程参考意义。

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] 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)
- [3] 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)
- [4] Kaufman A, Meyer A J, Jr. Investigation of the effect of impact damage on fatigue strength of jet-engine compressor rotor blades[R]. NACA TN-3275, 1956.
- [5] Dunham J M A, Mech G I E, Grad R A S. Damage to axial compressors[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63: 576-580.
- [6] Storace A F. Foreign object impact design criteria[R]. AFAPL-TR-78-81, 1982.
- [7] Nicholas T, Barber J P, Bertke R S. Impact damage on titanium leading edges from small hard objects[J]. Experimental Mechanics, 1980, 20(3): 357-364.
- [8] Bartsch T M. High cycle fatigue (HCF) science and technology program 1999 annual report [R]. AFRL-PR-WP-TR-2000-2004, 2000.
- [9] United States Air Force. MIL-HDBK-1783B Change 2: engine structural integrity program (ENSIP) [S]. Washington: United States Air Force, 2004.
- [10] Weeks C, Bastnagel P, Cook T, et al. FOD analytical modelling-FOD event modelling[R]. AFRL-ML-WP-TR-2001-4159, 2001.
- [11] Tranter P H, Gould P J, Harrison G F. Laboratory simulation and finite element modelling of aerofoil impact damage [C]//Proceedings of the 8th National Turbine Fatigue High Cycle Fatigue Conference. Monterey, CA: ASME, 2003: 14-16.
- [12] Nowell D, Duo P, Stewart I F. Prediction of fatigue performance in gas turbine blades after foreign object damage [J]. International Journal Fatigue, 2003, 25(9): 963-969.
- [13] Oakley S Y. On the high- and low- cycle fatigue of aero-engine compressor blades following foreign object damage [D]. London: University of Oxford, 2004.
- [14] 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, 92.
SUN Zhende, LU Qixin. Investigation on simulation of foreign object impact damage to compressor blade [J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(1): 30-32, 92. (in Chinese)
- [15] 蒋向华,王延荣.采用流固耦合方法的整级叶片鸟撞数值模拟[J].航空动力学报, 2008, 23(2): 299-304.

JIANG Xianghua, WANG Yanrong. Numerical simulation of bird impact on bladed rotor stage by fluid-solid coupling method [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23 (2): 299-304. (in Chinese)

[16] 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]. Aero-engine, 2012, 38(1): 51-54. (in Chinese)

[17] 柴象海,侯亮,王志强,等. 航空发动机宽弦风扇叶片鸟撞损伤模型标定[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1032-1038.

CHAI Xianghai, HOU Liang, WANG Zhiqiang, et al. Bird strike model calibration for an aero engine wide-chord fan blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31 (5): 1032-1038. (in Chinese)

[18] 康继东. 钛制压气机叶片外物损伤的维修性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 1996.

KANG Jidong. Maintainability studies titanium compressor blades FOD [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1996. (in Chinese)

[19] 马超,武耀罡,师利中,等. 航空发动机风扇叶片硬物冲击损伤统计分析[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)

(编辑:叶 青)