

# 1Cr15Ni4Mo3N 不锈钢航空发动机叶片外物损伤规律研究

黄宗峥<sup>1</sup>,米栋<sup>1</sup>,李坚<sup>1</sup>,郭小军<sup>1</sup>,赵振华<sup>2</sup>,汪文君<sup>1</sup>

(1. 中国航发湖南动力机械研究所,湖南 株洲 412002;

2. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点试验室,江苏 南京 210016)

**摘要:**为研究不同因素对不锈钢航空发动机叶片外物损伤的影响规律,以模拟叶片为研究对象,通过空气炮法,开展不同工况下外物损伤试验。结果表明:缺口尺寸与冲击能量呈现正相关的关系;冲击角度和冲击速度对损伤类型的影响较大。冲击角度越大、冲击速度越小,鼓包型损伤增多;冲击角度越大、冲击速度越大,撕裂型损伤增多。

**关键词:**航空发动机;不锈钢;外物损伤;模拟叶片;空气炮

**中图分类号:**V231.9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2022)06-0045-04

## Study on Foreign Object Damage Regular Pattern of 1Cr15Ni4Mo3N Stainless Steel Blades of Aircraft Engine

HUNAG Zongzheng<sup>1</sup>, MI Dong<sup>1</sup>, LI Jian<sup>1</sup>, GUO Xiaojun<sup>1</sup>, ZHAO Zhenhua<sup>2</sup>, WANG Wenjun<sup>1</sup>

(1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China; 2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** To study the influence of different factors on the foreign object damage of stainless steel blades of aircraft engine, the foreign object damage tests of simulated blades under different working conditions were carried out by gas gun method. The results show that notch size is positively correlated with impact energy, and impact angle and impact velocity have great influence over the damage types. The larger the impact angle and the smaller the impact velocity are, the more the bulge type damage has, while the larger the impact angle and the larger the impact velocity are, the more the tear type damage has.

**Keywords:** aircraft engine; stainless steel; foreign object damage; simulated blades; gas gun

## 0 引言

喷气式飞机在起飞、降落或低空飞行时,航空发动机在吸入空气的同时可能会吸入石块、砂粒、螺栓或铆钉等硬物,会对风扇或压气机叶片造成外物损伤<sup>[1]</sup>(foreign object damage, FOD)。外物损伤会严重影响叶片疲劳强度,使得叶片在工作过程中发生难以预估的疲劳断裂,引发严重的飞行事故。发动机叶片的外物损伤严重影响飞行安全,且维修费用昂贵。因此,研究叶片外物损伤规律对叶片的抗外物损伤设计具有重要借鉴意义。

20世纪90年代中期,美国HCF计划中分析对比了6种FOD模拟试验方法<sup>[2]</sup>:机械加工缺口法、摆锤/落锤法、螺线枪法、准静态挤压法、空气炮法以及整机吸入试验。从理论上讲,能够精确模拟FOD的试验方法只有整机吸入试验,但由于试验费用巨大,一般不用于实验室模拟。THOMPSON S R等<sup>[3]</sup>运用不同的试验模拟方法进行外物损伤模拟试验,认为空气炮法可通过大量的经验积累来达到准确模拟FOD的试验方法。南京航空航天大学自主研发了空气炮高速弹道冲击试验系统,进行发动机叶片的外物损伤试验研究。2014年,刘超等<sup>[4]</sup>研究了空气炮法模拟叶片FOD的可行性,研究表明使用空气炮法预制损伤

处具有材料丢失、剪切撕裂、微裂纹、塑性变形等真实FOD的损伤特征。

早在1982年,美国NICHOLAS T等<sup>[5]</sup>用平板试件模拟叶片,研究小型硬体外物对压气机叶片的损伤,试验分析了外物材料、形状、速度等因素与损伤形式、损伤程度的关系,并提出了能够定量描述损伤情况的临界损伤速度和几何标度的概念。2003年,NOWELL D等<sup>[6]</sup>研究了冲击角度、前缘半径和叶片楔角对损伤的影响。2020年,ZHAO Z H等<sup>[7]</sup>通过空气炮法进行了FOD模拟试验,详细研究了试样的宏观和微观冲击损伤。

本文以不锈钢模拟叶片为研究对象,通过空气炮法研究不同外物类型、外物尺寸、冲击速度、冲击角度以及前缘半径对损伤规律的影响,为之后高周疲劳试验做了准备,同时可为航空发动机叶片抗外物损伤设计提供依据。

## 1 试验方法

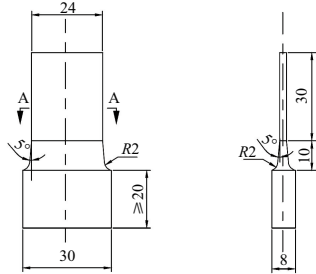
### 1.1 试验对象

试验对象为两种前缘半径的模拟叶片,模拟叶片材料为1Cr15Ni4Mo3N不锈钢,材料参数见表1。不锈钢模拟叶片选用厚度为2mm的不锈钢板材,根据HB5277—84

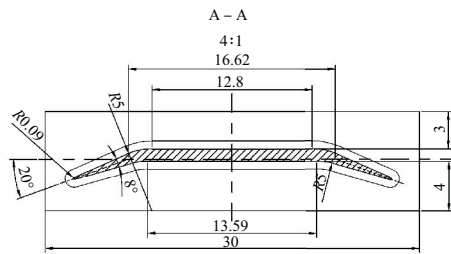
标准进行加工,如图 1 所示。

表 1 1Cr15Ni4Mo3N 不锈钢材料属性

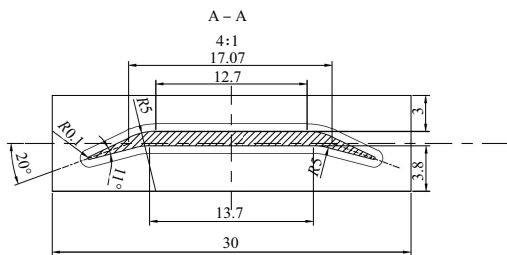
密度/(kg/m <sup>3</sup> )	弹性模量/Pa	泊松比
7 870	1.094 2×10 <sup>11</sup>	0.33



(a) 模拟叶片主视图以及侧视图



(b) 前缘半径为0.09 mm的模拟叶片截面



(c) 前缘半径为0.1 mm的模拟叶片截面

图 1 模拟叶片具体尺寸图

外物损伤试验中,采用 200 m/s 和 280 m/s 两种不同的冲击速度,分别以 30° 和 60° 冲击角对两种前缘的不锈钢模拟叶片进行冲击试验,冲击示意图如图 2 所示。

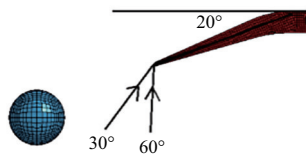


图 2 冲击示意图

## 1.2 外物材料特性

空气炮模拟外物损伤试验采用钢珠、玻璃珠和金属块 3 种外物,如图 3 所示。钢珠和玻璃珠分别采用直径 2 mm 和 3 mm 两种尺寸;金属块采用与直径 2 mm 和 3 mm 钢珠体积相同的两种尺寸,棱长分别为 1.612 mm、2.418 mm。钢珠和金属块采用 GCr15 轴承钢作为原材料。轴承钢以及玻璃的材料参数如表 2 所示。



图 3 外物实物图

表 2 外物材料参数

材料	密度/(kg/m <sup>3</sup> )	弹性模量/Pa	泊松比
GCr15 轴承钢	7 810	2.12×10 <sup>11</sup>	0.29
玻璃	1 200	3.48×10 <sup>9</sup>	0.50

## 1.3 试验方法

本文共开展了包含不同前缘半径、外物类型、外物尺寸、冲击速度及冲击角度的 48 件不锈钢模拟叶片外物损伤试验。

使用南京航空航天大学自主开发的 NH-10 空气炮试验系统开展外物损伤试验,试验设备如图 4 所示。试验后的损伤缺口采用三维体视显微镜进行测量,从而得到损伤深度尺寸及损伤宽度尺寸。



图 4 NH-10 型空气炮试验系统

## 2 结果与讨论

### 2.1 损伤类型

外物撞击叶片形成的缺口损伤形式有多种,有缺口、鼓包和撕裂。发射钢珠和玻璃珠产生的损伤形式主要分为两种:缺口和鼓包,如图 5 所示;发射金属块产生的损伤形式主要分为 3 种:缺口、鼓包以及撕裂,如图 6 所示。

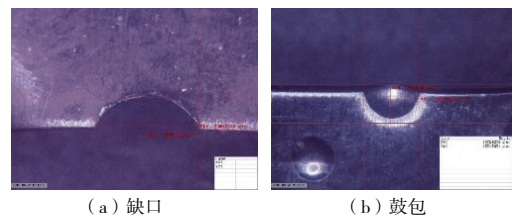


图 5 典型的钢珠/玻璃珠冲击损伤形式

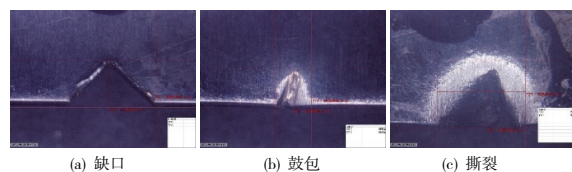


图 6 典型的金属块冲击损伤形式

## 2.2 外物损伤规律分析

根据外物损伤试验所得结果,分析不同外物类型、外物尺寸、冲击速度、冲击角度以及前缘半径对叶片损伤的影响。根据 2.1 节所述,因为损伤类型有所不同,故在作图时对某些点进行了标注,在此说明:未标注损伤类型为缺口,圆形标注损伤类型为鼓包,方形标注损伤类型为撕裂。

### 1) 外物类型的影响

图 7、图 8 为不同外物类型对不同前缘半径损伤的影响。选取了外物尺寸为 2 mm 和 3 mm(由于金属块的体积与钢珠相同,所以图中并未以其棱长作为图例),冲击角度为 30°,冲击速度为 280 m/s 的试验工况点。由图可得,在 0.09 mm 前缘半径的损伤中,由于钢珠和金属块的密度和硬度比玻璃珠大,导致钢珠和金属块的能量都大,所以损伤宽度和深度以玻璃珠、钢珠、金属块依次增大。其中金属块所造成的损伤比钢珠和玻璃珠损伤都要大,这是由于金属块的形状所导致的。在 0.1 mm 前缘半径的损伤中表现出的情况与 0.09 mm 前缘半径的损伤有明显不同,其中钢珠造成的损伤宽度和深度大于玻璃珠,但是金属块造成的损伤宽度和深度有明显减小。因为金属块为方形,金属块与叶片发生撞击时金属块的撞击姿态是不能控制的,所以金属块在 0.1 mm 前缘半径损伤中在某些工况下损伤宽度和深度减小。

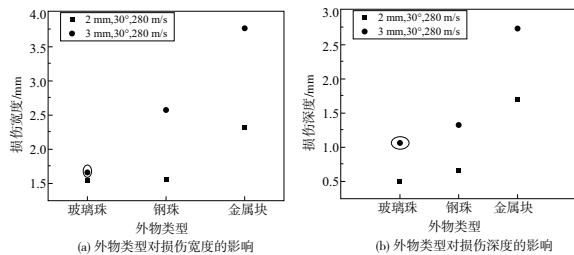


图 7 外物类型对 0.09 前缘半径损伤的影响

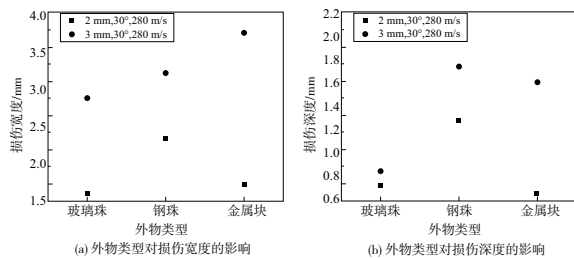


图 8 外物类型对 0.1 mm 前缘半径损伤的影响

### 2) 外物尺寸的影响

图 9、图 10 为不同外物尺寸对不同前缘半径损伤的影响。选取不同外物类型,冲击角度为 30°,0.09 mm 前缘半径冲击速度为 200 m/s,0.1 mm 前缘半径冲击速度为 280 m/s 的试验工况点。由图可得,不管前缘半径是 0.09 mm 还是 0.1 mm,冲击损伤宽度和深度都随着外物尺寸的增大而增大。尤其是钢珠和金属块尺寸的增大对损伤深度的影响较多,这是因为钢珠和金属块冲击能量要比玻璃珠大得多。

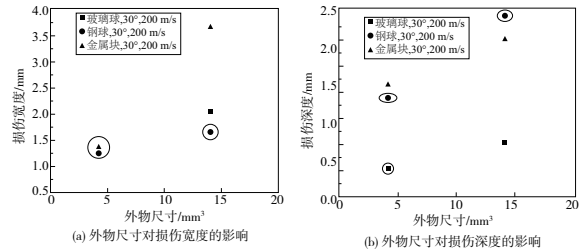


图 9 外物尺寸对 0.09 mm 前缘半径损伤的影响

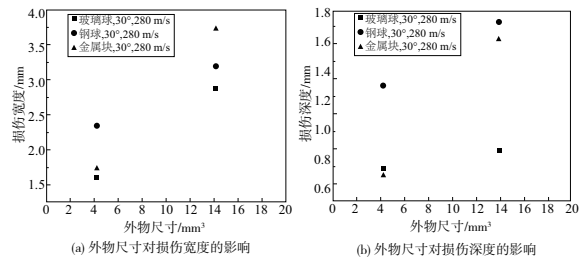


图 10 外物尺寸对 0.1 mm 前缘半径损伤的影响

### 3) 冲击速度的影响

图 11、图 12 为不同冲击速度对不同前缘半径损伤的影响。选取 3 mm 的钢珠和玻璃球,棱长 2.4 mm 的金属块,冲击角度为 30°的试验工况点。由图可得,前缘半径不管是 0.09 mm 还是 0.1 mm,损伤类型为缺口的情况下,损伤宽度和深度都随速度增大而增大。当损伤类型为鼓包的情况下,速度大小对损伤宽度和深度的影响并没有表现出一种规律。同时,冲击速度对损伤类型也有影响,这一点也可以从 2.2 节 2) 中可以看出。冲击速度的升高意味着外物能量的提升,所以导致速度低的情况下鼓包比速度高的情况鼓包较多。从图 11 中还可以看出,玻璃球对 0.09 mm 前缘半径的冲击损伤中,200 m/s 速度冲击的损伤类型为缺口,而 280 m/s 速度冲击的损伤类型为鼓包,这是由于冲击角度的影响而导致的人为试验误差。

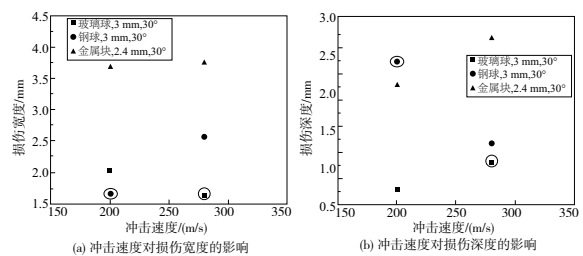


图 11 冲击速度对 0.09 mm 前缘半径损伤的影响

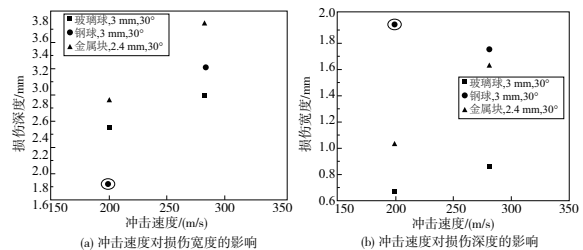


图 12 冲击速度对 0.1 mm 前缘半径损伤的影响

4) 冲击角度的影响

图 13、图 14 为冲击角度对不同前缘半径损伤的影响。选取 2 mm 的钢珠和玻璃球,棱长 1.6 mm 的金属块,冲击速度为 280 m/s 的试验工况点。从图中可得,冲击角度对损伤宽度和深度的影响并不是特别明显,但是可以明显发现冲击角度为 60° 时,损伤类型鼓包和撕裂明显比冲击角度为 30° 时要多。

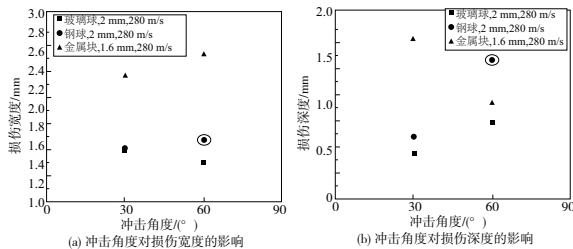


图 13 冲击角度对 0.09 mm 前缘半径损伤的影响

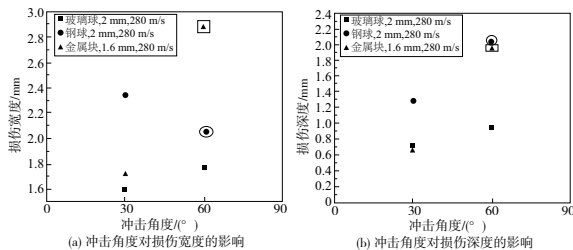


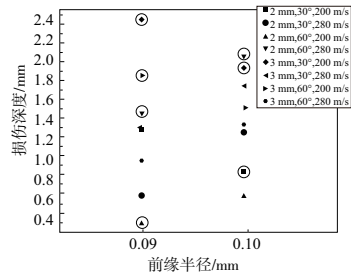
图 14 冲击角度对 0.1 mm 前缘半径损伤的影响

5) 前缘半径的影响

图 15 为不同前缘半径的影响。选取了钢珠所有的试验工况点。从图中可以看出前缘半径对损伤宽度和深度并没有明显的影响。产生这种结果的原因有两点:第一,前缘半径相差不多,导致试验结果没有明显的特征;第二,由于冲击角度的影响,导致试验存在人为的瞄准误差。

3 结语

本文使用空气炮法开展了外物损伤试验,研究了不锈钢模拟叶片的外物损伤规律。通过不同工况(外物类型、



(b) 前缘半径对损伤深度的影响

图 15 前缘半径对损伤的影响

外物尺寸、冲击速度、冲击角度、前缘半径)的试验结果,分析了试验参数对损伤宽度与深度的影响,得到了以下结论。

- 1) 外物材料类型对冲击损伤影响十分明显,主要表现在材料的密度及硬度上。硬度较大的外物更易切削材料,造成的损伤深度较大;材料密度与冲击能量相关,能量越大,造成的损伤越大。
- 2) 外物尺寸、冲击速度对损伤宽度与深度的影响都呈现出正相关的关系,这也是由于冲击能量的影响。
- 3) 外物损伤宽度和深度均与冲击角度和前缘半径之间没有明显关系。
- 4) 冲击速度和冲击角度对损伤类型有较大影响,冲击角度越大、冲击速度越小时,鼓包型损伤明显增多,冲击角度越大、冲击速度越大时,撕裂型损伤明显增多。

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.

[2] 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.

[3] THOMPSON S R, NICHOLAS T, RUSCHAU J J, et al. An investigation into impacting techniques for simulating foreign object damage and their influence on the fatigue limit strength of Ti-6Al-4V [C]. International Conference on Fracture. Turin, Italy;2005.

[4] 刘超,赵振华,陈伟. 叶片外物损伤的实验模拟及其疲劳强度的研究[J]. 推进技术,2014,35(3):403-407.

[5] NICHOLAS T, BARBER J P, BERTKE R S. Impact damage on titanium leading edges from small hard objects[J]. Experimental Mechanics, 1980, 20(10):357-364.

[6] NOWELL D, DUÓ P, STEWART I F. Prediction of fatigue performance in gas turbine blades after foreign object damage[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(9/10/11):963-969.

[7] ZHAO Z H, WANG L F, LU K N, et al. Effect of foreign object damage on high-cycle fatigue strength of titanium alloy for aero-engine blade [J]. Engineering Failure Analysis, 2020, 118: 104842.

收稿日期:2021-07-20