

# 钢珠对某型发动机压气机一级转子叶片撞击损伤研究

李均盛<sup>1</sup>, 柴桥<sup>1</sup>, 杨百愚<sup>1</sup>, 张贵斌<sup>2</sup>, 张忠平<sup>1</sup>, 曹国雄<sup>1</sup>

(1. 空军工程大学理学院, 陕西西安, 710051; 2. 西安航空动力股份公司, 陕西西安, 710062)

**摘要** 基于钢珠撞击钛合金平板叶片进气边的试验数据, 通过模拟撞击过程与撞击结果, 确定了仿真所需要的材料参数与计算参数。此后, 以某型航空发动机一级转子叶片为研究对象, 采用塑性随动硬化本构模型, 利用 ANSYS/LS-DYNA 软件模拟了飞机起飞、降落过程中, 叶片最大工作状态下, 不同速度钢珠对叶片进气边同一部位的撞击损伤。为定量描述损伤规律, 提出了相对能量和临界损伤能量的概念, 发现: 相对能量不仅能够反映外物质量(大小)及相对速度对叶片损伤的总效果, 而且就文中研究的叶片而言, 相对能量与损伤深度及损伤宽度呈指数关系, 叶片的临界损伤能量值为 6.6 J。

**关键词** 钢珠撞击; 发动机叶片; 外物损伤; 数值仿真

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.06.002

**中图分类号** V232.4 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2013)06-0005-04

## Impact Damage on One Kind of Aero-engine Compressor Blade from Steel Sphere

LI Jun-sheng<sup>1</sup>, CHAI Qiao<sup>1</sup>, YANG Bai-yu<sup>1</sup>, ZHANG Gui-bin<sup>2</sup>, ZHANG Zhong-ping<sup>1</sup>, CAO Guo-xiong<sup>1</sup>

(1. Science College, Air Force Engineering University, Xi'an, 710051, China;

2. Xi'an Aero-engine Limited Corporation, Xi'an 710021, China)

**Abstract:** To determine the parameters needed for calculation, the impact on the titanium plate edge from steel sphere is numerically simulated based on the data from test. Then, a kind of aero-engine compressor blade is taken for example, the impact damage on the blade from steel sphere is studied. During the study, the elastic plastic with kinematical hardening model is adopted and the ANSYS/LS-DYNA is used to simulate the maximum state of the blade in take-off and landing. In order to quantitatively describe the damage law, the relative kinetic energy is introduced. The effect on the impact damage from mass and relative speed is able to be reflected by the relatively kinetic energy. Besides, for the given blade, the relationships between the relatively kinetic energy and the damage depth/width are exponential and the critical damage energy of the blade is 6.6 J.

**Key words:** steel sphere impact; blade; foreign object damage; numerical simulation

在飞机起飞、降落过程中, 机场道面上的砂石、螺钉、螺栓、螺帽等常常被吸入发动机并极易撞击在压气机一级转子叶片上, 造成叶片损伤, 影响发动机性能, 进而危及飞行安全。

迄今为止, 关于外物对叶片的损伤研究焦点主要集中在撞击过程中叶片的瞬态响应以及撞击后叶片的残余应力及疲劳强度的降低程度<sup>[1-6]</sup>, 采用的叶片都是平板叶片或模拟叶片, 所得结论有助于叶片

收稿日期: 2013-03-12

基金项目: 陕西省自然科学基金资助项目(2010JM8012)

作者简介: 李均盛(1983-), 男, 广东江门人, 讲师, 主要从事航空材料的疲劳与断裂研究。

E-mail: lijunsheng3322@163.com

设计,但无益于叶片损伤的外场鉴定。另外,模拟计算叶片撞击损伤的文献虽然很多<sup>[1-6]</sup>,但均没有给全仿真需要的材料参数与计算参数,极大地降低了研究结果的参考价值,鉴于此,本文通过模拟钢珠撞击钛合金平板叶片进气边,确定了仿真所需全部材料参数与计算参数,据此研究了钢珠对某型发动机一级转子叶片的撞击损伤。

## 1 计算模型及材料参数确定

### 1.1 计算模型

考虑到外物撞击过程属于塑性破坏和高应变率材料的碰撞损伤问题,因此,采用 Cowper-Symonds 塑性随动硬化本构模型<sup>[1-2,7]</sup>,表达式为:

$$\sigma_y = \left[ 1 + \left( \frac{\dot{\epsilon}}{C} \right)^{\frac{1}{P}} \right] (\alpha_0 + \beta E_p \epsilon_p^{\text{eff}}) \quad (1)$$

式中: $\epsilon_p^{\text{eff}}$ 为等效塑性应变; $\dot{\epsilon}$ 为应变率; $\epsilon_p^{\text{eff}} = \int_0^t \left[ \frac{2}{3} \epsilon_{ij}^p \epsilon_{ij}^p \right]^{\frac{1}{2}} dt$ ;  $\epsilon_{ij}^p = \epsilon_{ij} - \epsilon_{ij}^e$ ;  $E_p = \frac{EE_t}{E - E_t}$ ,  $E$ 为弹性模量,  $E_t$ 为切向模量,  $E_p$ 为硬化塑性模量;  $\alpha_0$ 为初始屈服应力;  $C$ 、 $P$ 为应变率参数。该模型通过定义失效塑性应变  $\epsilon_f$  来判断材料是否失效断裂,如果等效塑性应变大于失效塑性应变,即  $\epsilon_p^{\text{eff}} > \epsilon_f$ ,材料就失效。 $\beta$  ( $0 \leq \beta \leq 1$ ) 是硬化参数,当  $\beta = 0$  或  $\beta = 1$  时,分别表示随动硬化和各向同性硬化。

利用式(1)进行仿真模拟时,共涉及9个材料参数和1个计算参数(接触刚度因子)。通常,9个材料参数中,只有弹性模量  $E$ 、初始屈服应力  $\alpha_0$ 、质量密度  $\rho$  和泊松比  $\nu$  属于常用数据,可在材料手册中查到,其余数据无从查找,需要借助试验来确定。本文以文献[1]的试验结果为基准,采用试算法确定其余未知参数。

### 1.2 材料参数确定

1999年,Joseph L. Hamrick<sup>[1]</sup>等人进行了钛合金 Ti-6Al-4V 材料平板叶片进气边的钢珠撞击试验,平板叶片的几何尺寸是  $101.6 \text{ mm} \times 17.3 \text{ mm} \times 1.27 \text{ mm}$ ,钢珠直径为  $2 \text{ mm}$ 。钛合金 Ti-6Al-4V 和钢珠的性能数据中,  $E(10^9)$ ,  $\alpha_{0.2}(10^9)$ ,  $\rho$ ,  $\nu$ ,  $\epsilon_f$  取值见文献[1],切向模量  $E_t$  见文献[2],其余见表1。

表1 计算参数

Tab.1 The material property of titanium and steel

材料	$\beta$	$C$	$P$
钛合金	0.2	200	15
钢球	0.0	40	5

试验过程中,钢珠以  $305 \text{ m/s}$  的速度垂直撞击平板叶片的进气边,并在叶片进气边打出深度为  $D$ 、

宽度为  $W$  的凹痕,试验见图1,结果见表2。

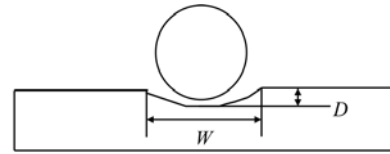


图1 钢珠撞击平板叶片进气边

Fig.1 The impact on the titanium plate edge from steel sphere

表2 试验与模拟结果比较

Tab.2 The comparison between test and simulation

参数	试验	模拟	偏差/%
$D/\text{mm}$	0.691	0.60	13.2
$W/\text{mm}$	1.688	1.90	12.6

利用 ANSYS/LS-DYNA 软件<sup>[7]</sup>模拟图1的撞击过程及表2的试验结果,确定硬化参数  $\beta$ 、应变率参数  $C$ 、 $P$  和接触刚度因子。模拟过程中,采用 SOLID164 单元对平板叶片和钢珠的几何模型进行有限元离散化,平板叶片的网格单元尺寸为  $0.05 \text{ mm}$ ,钢珠的网格单元尺寸为  $0.1 \text{ mm}$ (见图2),固定平板叶片一端的节点,对叶片和钢珠之间采用对称罚函数接触算法,定义点-面接触方式,其中叶片为目标体,钢珠为接触体,反复调整参数  $\beta$ 、 $C$ 、 $P$  和接触刚度因子的大小。试验发现,只有当接触刚度因子为  $0.7$ 、其它3个参数如表1所列,计算结果才最接近于试验结果。下面的模拟过程均采用表1数据,且接触刚度因子取为  $0.7$ 。

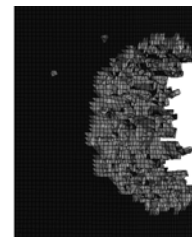


图2 碰撞后的平板叶片损伤情况

Fig.2 The impact damage of flat blade

## 2 叶片损伤模拟

### 2.1 计算模型

某型发动机压气机1级转子叶片材料是钛合金,叶片的几何模型、尺寸及安装位置见图3,图中的  $x$  轴与发动机轴重合,  $x$  轴正方向指向气流方向。

图4中计算模型,钢珠直径为  $4 \text{ mm}$ 、质量为  $0.274 \text{ g}$ ,撞击点距离中心轴  $385 \text{ mm}$ ,距离叶根  $202.5 \text{ mm}$ 。叶片网格边长  $1 \text{ mm}$ ,共划分了  $435\,067$  个单元;钢珠网格边长  $0.2 \text{ mm}$ ,共划分了  $35\,216$  个单元。

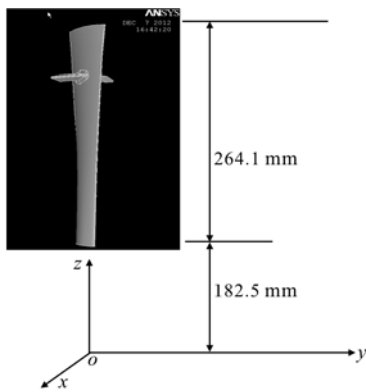


图 3 叶片的几何模型、尺寸及安装位置

Fig. 3 The geometry model, size and location of blade

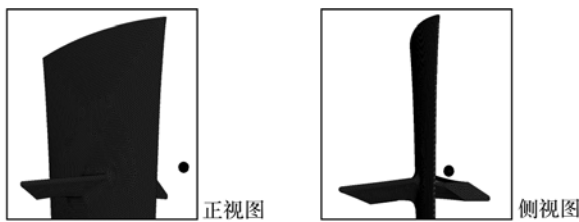


图 4 钢珠撞击叶片计算模型

Fig. 4 The calculation model of impact on the blade from steel sphere

机场道面外来物撞击一般发生于发动机最大加力状态,此时,叶片转动角速度为 1 036 rad/s,撞击点的线速度为 398.86 m/s,气流沿  $x$  轴方向的速度约为 181.85 m/s。因此,为寻求撞击速度与叶片损伤的关系,初始线速度采用上述速度值,此后,速度每递减 10% 作为一个模拟状态,并假设外物撞击叶片的轴向速度始终与气流速度一致,则外物的撞击方向与  $x$  轴的夹角  $\theta=65.5^\circ$ ,外物斜撞击叶片的进气边。

### 2.2 模拟结果

采用隐式—显式序列求解,先使用隐式求解器得到叶片旋转状态下的离心初始应力(预载荷),然后将离心初应力施加到结构上,进行显式动力分析,得到包含离心初应力影响的结构动力响应。表 3 列出了不同速度下的凹痕深度和宽度,表中  $V_x$  为轴向速度,  $V_y$  为切向速度,  $V_r$  为相对速度,图 5 为不同速度下的叶片损伤。

表 3 撞击能量与叶片损伤的关系

Tab. 3 The relationship between the relatively kinetic energy and the damage depth/width

$V_x/(m \cdot s^{-1})$	$V_y/(m \cdot s^{-1})$	$V_r/(m \cdot s^{-1})$	$E_r/J$	$D/mm$	$W/mm$
181.85	398.86	438.36	26.3	5.0	4.1
163.67	358.97	394.52	21.3	4.5	4.1
145.48	319.09	350.69	16.8	3.8	4.1
127.30	279.20	306.85	12.9	3.8	4.1
109.11	239.32	263.02	9.5	1.4	3.3
90.93	199.43	219.18	6.6	0.0	0.0
72.74	159.54	175.34	4.2	0.0	0.0

撞击过程中,叶片与钢珠都处于运动状态,为了清楚并定量描述撞击速度与叶片损伤的关系,更为了综合反映质量(大小)与相对速度的总效果,提出“相对能量”的概念,即以叶片为参考系,外物以相对叶片的速度  $V_r$  撞击叶片时的能量,定义为:

$$E_r = \frac{1}{2} m V_r^2 \quad (2)$$

不同速度下的相对能量见表 3,分别拟合表 3 中  $D$  和  $W$  的关系,可得:

$$D = 12.62 E^{0.166} - 16.48 \quad (3)$$

$$W = -19.98 E^{-0.772} + 6.145 \quad (4)$$

与式(3)~(4)对应的关系曲线见图 6。

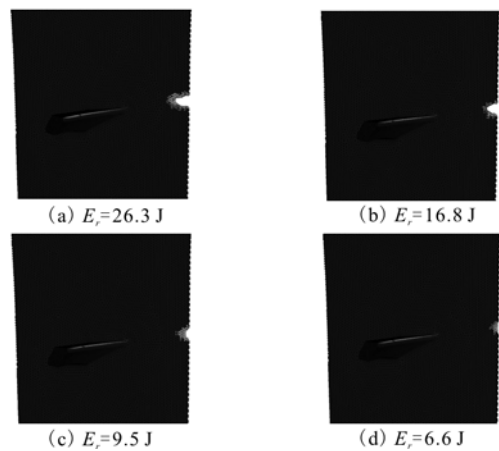
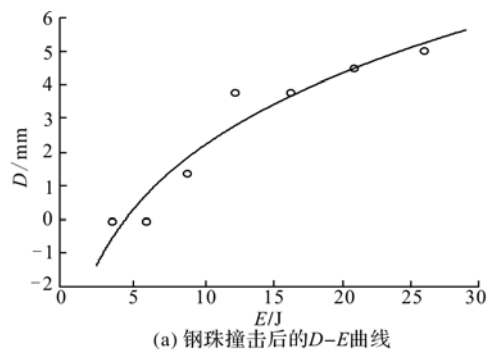
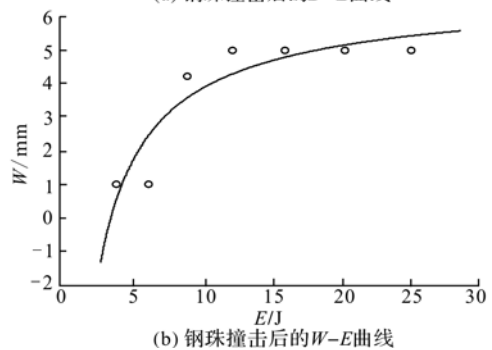


图 5 钢珠撞击叶片的损伤效果

Fig. 5 The damage of impact on the blade from steel sphere



(a) 钢珠撞击后的  $D-E$  曲线



(b) 钢珠撞击后的  $W-E$  曲线

图 6 钢珠撞击后的凹痕深度  $D$  和宽度  $W$  与相对能量  $E$  的关系曲线

Fig. 6 The relationship between  $D$ ,  $W$  and  $E$

### 3 结论

本文通过模拟钢珠撞击钛合金平板叶片进气边,确定了仿真所需全部材料参数与计算参数,研究了钢珠对某型发动机一级转子叶片的撞击损伤。得到如下结论:

1)如果采用式(1)的模型仿真钢珠对钛合金叶片的损伤,则所需全部材料参数与计算参数见表1;

2)利用相对能量的概念,能够综合反映外物质量(大小)与相对速度对叶片损伤程度的总效果;

3)随着撞击相对能量的增加,钢珠对叶片的损伤深度与宽度均呈现指数增大;

4)就所研究的叶片而言,叶片的临界损伤能量是6.6 J,当相对能量小于6.6 J时,缺口消失。

这些结论既有助于研究叶片疲劳强度的变化,也有助于提高叶片损伤外场鉴定效率和准确性。

#### 参考文献(References):

- [1] Hamrick Joseph L. Effects of foreign object damage from small hard particles on the high-cycle fatigue life of Ti-6Al-4V [R]. AFIT/DS/ENY/99-02, 1999.
- [2] 尹冬梅,钱林方,徐亚栋,等. 叶片砂石撞击损伤的数值模拟与分析[J]. 南京理工大学学报:自然科学版, 2008, 32(5): 536-539.  
YIN Dongmei, QIAN Linfang, XU Yadong, et al. Simulation and analysis of blades damaged by sandston [J]. Journal of Nanjing university of science and technology: natural science edition, 2008, 32(5): 536-539. (in Chinese)
- [3] 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

aeroengine [J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2007, 28(4): 851-857. (in Chinese)

- [4] Thompson S R, Ruschau J J, Nicholas T. Influence of residual stresses on high cycle fatigue strength of Ti-6Al-4V subjected to foreign object damage [J]. International journal of fatigue, 2001, 23(S): 405-412.
- [5] Nowell D, Du P, Stewart I F. Prediction of fatigue performance in gas turbine blades after foreign object damage [J]. International journal fatigue, 2003, 25(9-11): 963-969.
- [6] Xi Chen, John W. Hutchinson. Particle impact on metal substrates with application to foreign object damage to aircraft engines [J]. Journal of the mechanics and physics of solids, 2002, 20: 2669-2690.
- [7] Hallquist J O. LS-DYNA theory manual [M]. New York: Livermore software technology corporation, 2006.

#### 本刊相关链接文献:

- [1] 张建华,周平,侯日立. 飞机结构撞击损伤预测的现状 & 发展[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2004, 5(5): 5-8.
- [2] 姚武文,周平,蔡开龙. 飞机切槽形损伤分析[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2008, 9(4): 15-19.
- [3] 张海威,何宇廷,程礼,陈卫. 双发飞机发动机疲劳损伤差异分析[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2011, 12(1): 6-9.
- [4] 李云霞,蒙文. 飞机发动机叶片变形的非接触光学测量方法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2002, 3(6): 16-17.
- [5] 李春旺,孙强,刘京春,等. 某型航空发动机低压压气机转子二级叶片/盘应力分析[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2007, 8(3): 4-6.

(编辑:徐敏)