

文章编号:1000-8055(2012)02-0295-06

# 某型发动机一级风扇机匣包容性数值仿真

何 庆, 宣海军, 刘璐璐

(浙江大学 化工机械研究所 高速旋转机械实验室, 杭州 310027)

**摘 要:** 为研究航空发动机机匣/叶片包容性过程机理,以某型发动机一级风扇机匣/叶片为对象,建立了三种有限元模型,研究了最高工作转速下的非包容过程,分析了完整叶片等对非包容过程的影响。结果表明:该型发动机一级风扇机匣是非包容的;机匣初始裂纹的主要失效模式为双向拉伸应力下的拉伸失效。随后裂纹扩展产生大范围的撕裂;断叶受较复杂载荷的作用,最终在凸肩处断裂成二部分;断叶与机匣的撞击过程可分成三个阶段。第一次撞击为叶尖与机匣的轻微撞击,第二次撞击作用力最大,而第三次撞击受断叶后侧完整叶片的作用非常明显。受完整叶片的撞击,断叶动能有明显的增加。

**关 键 词:** 航空发动机; 风扇机匣; 叶片包容; 数值模拟; 非包容

**中图分类号:** V231.91; O347.3

**文献标志码:** A

## Numerical analysis of real aero-engine first-stage fan blade containment

HE Qing, XUAN Hai-jun, LIU Lu-lu

(High-speed Rotating Machinery Laboratory,

Institute of Chemical Machinery, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

**Abstract:** To study the mechanism of the aero-engine fan blade containment process at the maximum operating speed and the effects of multiple blade interaction on it, several numerical simulations with three different computational models based on the real aero-engine first-stage fan component were carried out. Results show that uncontained failure is observed under the impact of the released blade. Initial cracks on the casing are caused by biaxial tensile stresses, and large-scale tearing is likely to arise along the initial cracks. The released blade suffers from complicated force and is torn into two parts. There are three major impacts during the containment process. The first impact is the interaction between the blade tip and the casing, which is slight and lasts for a short time. The impact force reaches maximum during the second impact. The influences of the remaining rotating blades afterward are noticeable during the third impact. Under the impact of the remaining rotating blades, the increase of the kinetic energy of the released blade is obvious.

**Key words:** aero-engine; fan case; blade containment; numerical simulation; uncontained

民用和军用航空中高速旋转的发动机风扇、  
压气机和涡轮叶片因高周疲劳、鸟撞、高温、材料

缺陷等引起的断叶故障会带来极大的危害<sup>[1]</sup>。此  
类断叶故障即使最先进的发动机中也不能避

收稿日期:2011-03-17; 修订日期:2011-07-22

基金项目:航空推进技术验证计划(1104-03); 浙江省自然科学基金(Y1090245)

作者简介:何庆(1985—),男,湖北黄冈人,博士生,从事航空发动机叶片包容性数值仿真方法研究。

E-mail:HeqingZJU@zju.edu.cn

通讯作者:宣海军(1977—),男,浙江上虞人,副教授,博士,从事高速旋转机械强度、振动与结构冲击相应方面研究。

E-mail:marine@zju.edu.cn

免<sup>[2]</sup>. 高速高能的断叶碎片能击穿机匣及引擎罩, 进而击伤油箱、液压管路、辅助动力装置和其他设备<sup>[3]</sup>, 以直接或间接的方式影响飞行安全<sup>[4-7]</sup>. 各国航空发动机设计规范<sup>[8-10]</sup>要求机匣能够包容在最大工作转速下从叶片根部断裂的风扇叶片. 因此, 发动机叶片包容性研究是一个十分有意义的领域. 包容过程涉及强加载、黏塑性、大变形, 以及大量局部和整体的不同零部件之间复杂和随机的高能高速相互作用. 随着计算机硬件和数值计算技术的快速发展, 一些有限元软件被用于仿真这些动力学问题, 为航空发动机改进设计、减小不确定性和增加安全性提供了有效的途径和分析手段<sup>[11]</sup>.

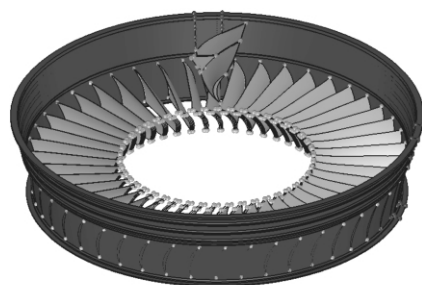
Sarkar 和 Atluri<sup>[12]</sup>使用 DYNA3D 软件数值仿真了完整叶片对机匣包容断叶过程的影响. Kraus 和 Frischbier<sup>[13]</sup>使用 LS-DYNA 软件研究低压涡轮机匣/叶片包容过程. Shmotin 和 Gabov 等<sup>[14]</sup>使用 PROSTAR, ANSYS 和 LS-DYNA 等软件对叶片飞断前的预应力场、叶片飞断后的机匣包容过程进行了分析. Heidariiland 和 Carlson<sup>[15]</sup>等使用 MD Nastran 软件给出航空发动机叶片包容问题的多学科数值仿真方法. 宣海军等<sup>[16-17]</sup>、于亚彬和范志强等<sup>[18-19]</sup>也使用 LS-DYNA 软件研究了机匣/叶片的包容性.

本文将使用 LS-DYNA 软件对某型航空发动机一级风扇机匣/叶片包容性能进行数值仿真计算. 通过建立单叶片、三叶片和全叶片三种有限元模型, 研究此发动机机匣在最高工作转速下的非包容过程以及各部件对非包容过程的影响.

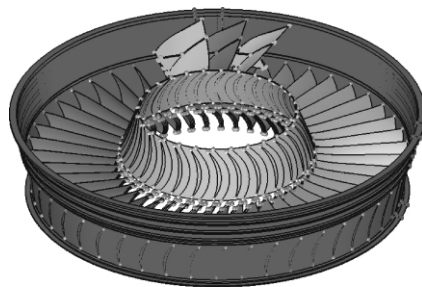
## 1 计算模型

某型发动机一级风扇包含机匣、轮盘、动叶和静叶, 材料均为 TC4, 最高工作转速为 5 800 r/min. 为方便建模, 不考虑叶片飞出产生的不平衡量引起的轮盘涡动的影响, 将轮盘简化为刚性薄环. 简化后的单叶片、三叶片和全叶片几何模型如图 1(a)~图 1(c), 其中三叶片模型中间叶片为断叶, 全部模型包含完整的静叶及其机匣部件.

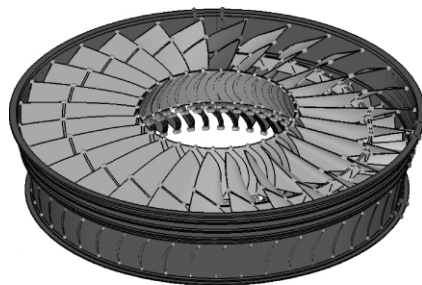
采用 8 节点六面体单元划分网格. 机匣被撞击区域和飞断叶片的网格最细, 单元尺寸为  $0.83\text{ mm} \times 0.83\text{ mm} \times 0.83\text{ mm}$ . 其次是飞断叶片后侧的动叶, 稀疏网格与细化网格连接处采用渐变过渡. 全叶片有限元网格模型如图 2, 单元总数约为 111 万. 约束刚体薄环(轮盘)的质心仅允许绕轴向转动, 在所有旋转部件上施加初始角速度.



(a) 单叶片模型



(b) 三叶片模型



(c) 全叶片模型

图 1 三种几何模型

Fig. 1 Three geometric models

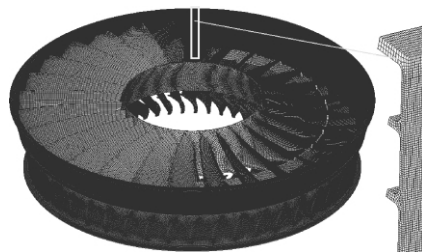


图 2 全叶片有限元网格模型

Fig. 2 Finite element model of the whole model

定义所有部件之间的接触为单面侵蚀接触, 静、动摩擦因数均取 0.15.

## 2 材料模型

选用 Johnson-Cook(JC)本构模型和失效准则描述 TC4 材料的应变硬化、应变率和温度软化效应, 以及在不同应力三轴度、应变率和温度情况

下的抗破坏能力. 式(1)为 JC 本构模型<sup>[20]</sup>, 式(2)为失效准则<sup>[21]</sup>.

$$\sigma_e = [A + B(\epsilon_e^p)^n](1 + C \ln \dot{\epsilon}^*) (1 - T^{*m})$$

(1)

$$D = \int (1/\epsilon_f) d\epsilon_e^p$$

(2)

式(2)中,破坏应变  $\epsilon_f$  定义为

$$\epsilon_f = (D_1 + D_2 e^{D_3 \sigma^*}) (1 + D_4 \ln \dot{\epsilon}^*) (1 + D_5 T^*)$$

(3)

式(1)~式(3)各参数意义可参见文献[22]. 取 TC4 基本物性及 JC 本构模型和失效准则的参数如表 1.

表 1  TC4 材料参数

Table 1  Material constants for TC4

| 基本物性参数              | $E/\text{GPa}$                   | $\nu$          | $\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$ | $T_m/\text{K}$ | $T_r/\text{K}$ | $c_p/(\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$ |
|---------------------|----------------------------------|----------------|-------------------------------|----------------|----------------|---------------------------------------------|
|                     | 113                              | 0.33           | $4.43 \times 10^3$            | 1878           | 293            | 580                                         |
| Johnson-Cook 本构模型参数 | $\dot{\epsilon}_0/\text{s}^{-1}$ | $A/\text{MPa}$ | $B/\text{MPa}$                | $n$            | $C$            | $m$                                         |
|                     | 1                                | 1098           | 1092                          | 0.93           | 0.014          | 1.1                                         |
| Johnson-Cook 失效准则参数 | $D_1$                            | $D_2$          | $D_3$                         | $D_4$          | $D_5$          |                                             |
|                     | -0.090                           | 0.270          | 0.480                         | 0.014          | 3.870          |                                             |

3  仿真结果

三种模型计算得到的应力云图如图 3 所示, 可见该发动机的一级风扇机匣/叶片是非包容的.

图 4 给出了三叶片模型中机匣受断叶撞击破坏的过程, 计算时间长度为 3ms. 最初断叶叶尖接触机匣内壁后开始弯曲, 在机匣上形成轻微鼓凸. 接着已弯曲的叶身贴着机匣内壁向前滑行, 同时叶尖至凸肩之间不断有新的弯曲产生. 随后弯曲后的断叶以叶身中部撞击机匣. 此时, 断叶质心运动方向与机匣内壁法向之间的夹角最小, 能量最为集中. 因此, 断叶与机匣相互作用最强烈. 机匣被撞击区域材料承受双向拉伸作用不断产生塑性变形, 最终导致初始裂纹的产生, 如图 5(a). 此裂纹在断叶的持续撞击作用下迅速向机匣上安装边和近似周向扩展, 如图 5(b). 撞击过程中断叶承受复杂载荷作用, 包括叶尖挤压、叶身弯曲和扭转、边缘切削、撕裂等. 断叶弯曲至凸肩处时, 产生较大的应力集中, 沿凸肩断裂成两段. 静叶边缘接触断叶, 切削并撕裂断叶, 阻碍断叶向前运动.

撞击过程中叶片与机匣相互作用力和能量的变化如图 6 所示. 图 6(a)为断叶所受反作用力变化历程, 图中下标“1”, “3”, “w”分别表示单叶片、三叶片和全叶片模型. 计算至 3ms 时断叶所受反作用力已经很弱, 可以认为撞击过程结束. 整个撞击过程可以时间段 0.15~0.5ms, 0.5~1.35ms, 1.35ms 以后分为三个阶段. 第二次撞击作用力最大、持续时间长, 对机匣的破坏性最严重. 断叶所受反作用力的最大值发生时刻可以认为是影响

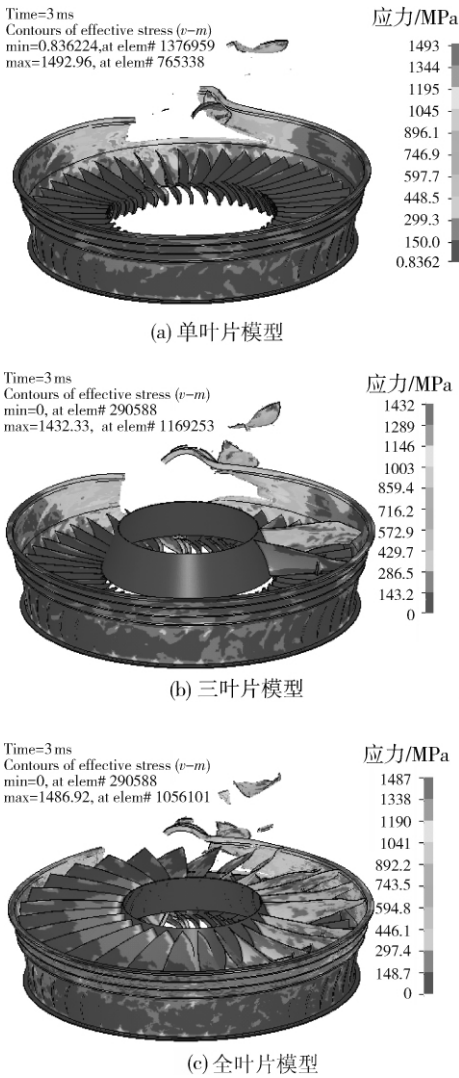


图 3  三种模型的包容计算结果

Fig. 3  Calculated containment results of the three models

机匣包容性结果的关键指标,单叶片、三叶片和全叶片模型最大值发生时刻分别为 1.05,1.02 ms 和 0.99 ms,对应最大值分别为 189.7,181.7 kN 和 187.9 kN.若机匣在此最大作用力时刻附近没有产生厚度方向上的穿透裂纹,则机匣在随后的撞击过程中也不会产生撕裂,最终结果为包容;反之,机匣在随后的撞击过程中会沿此初始裂纹被撕裂,最终结果为非包容.剩余旋转叶片的作用使反作用力最大值发生时刻提前,导致机匣的失效提前产生.三种不同模型的前两次撞击相似,而第三次撞击则存在较大差异;存在剩余旋转叶片时断叶与机匣的撞击作用更激烈,三叶片模型与全叶片模型得到的数值仿真结果非常接近.图 6(b)为断叶动能和机匣内能变化历程,图中“K”表示断叶动能,“I”表示机匣塑性变形能.可见完整叶片存在时断叶动能更高,机匣的塑性变形能也更高.图 6 表明,反作用力越大,断叶动能降低越快,

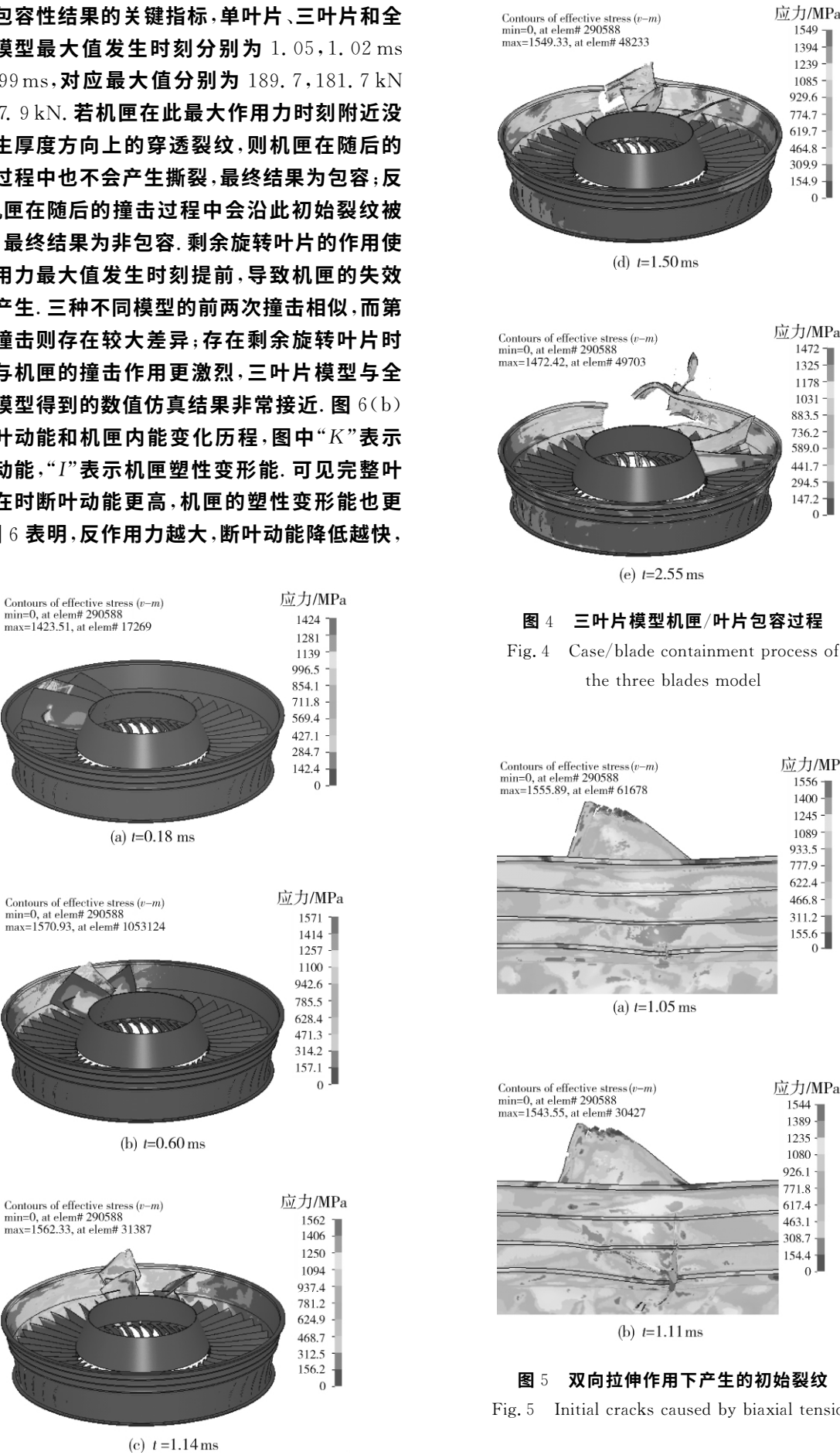


图 4 三叶片模型机匣/叶片包容过程

Fig. 4 Case/blade containment process of the three blades model

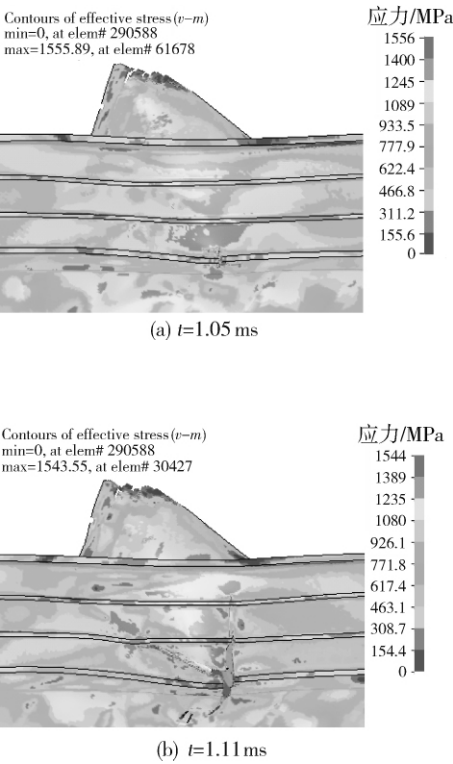


图 5 双向拉伸作用下产生的初始裂纹

Fig. 5 Initial cracks caused by biaxial tension

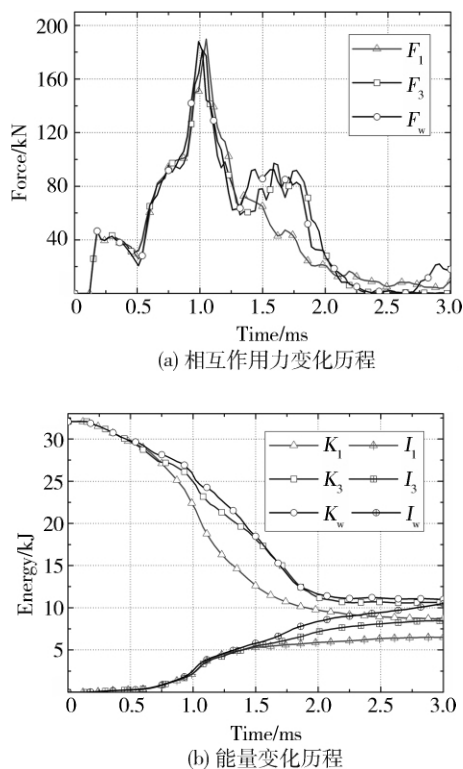


图6 三种模型的数值仿真结果比较

Fig. 6 Comparisons of the results between the three models

机匣塑性变形能增长也越快。

以上分析表明,完整叶片对撞击过程有明显的影响。断叶飞出撞击机匣后开始减速,但后侧叶片撞击断叶继续向前运动,提高了断叶动能水平,致使断叶与机匣发生更强烈的撞击,同时完整叶片与变形后的机匣发生刮擦,能阻止机匣的失稳变形。

## 4 结 论

通过对某型发动机一级风扇3种模型下的机匣/叶片包容性数值仿真计算,得出结论如下:

1) 此型航空发动机一级风扇机匣/叶片是非包容的,高速飞断的叶片撞击机匣后撕开较大缺口,并贯穿加强筋。

2) 断叶与机匣的撞击过程可分成三个阶段:第一次撞击为叶尖与机匣的轻微碰撞;第二次撞击作用力最大,持续时间较长;而第三次撞击受断叶后侧完整叶片的作用非常明显。

3) 撞击过程中机匣最初为双向拉伸失效模式,随后沿初始裂纹扩展撕裂,断叶承受复杂载荷作用,最终在凸肩处断裂成两段。

4) 断叶后侧的完整叶片对撞击过程有明显的影响。受完整叶片撞击后的断叶动能提高,导致

机匣包容能力降低。三叶片与全叶片的计算结果基本一致,因此三叶片包容试验可以用来替代全叶片包容试验。

## 参考文献:

- [1] Federal Aviation Administration. Design considerations for minimizing hazards caused by uncontained turbine engine and auxiliary power unit rotor failure[R]. FAA Advisory Circular No. 20-128A, 1997.
- [2] Nichol K L. Assessment of current turbine engine high cycle fatigue test methods[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003, 125(3): 760-765.
- [3] Le D D. Evaluation of lightweight material concepts for aircraft turbine engine rotor failure protection[R]. Federal Aviation Administration Report No. DOT/FAA/AR-96/110, 1997.
- [4] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report; uncontained engine failure/fire value jet airlines flight [R]. 597, Douglas DC-9-32, N908VJ, Atlanta, Georgia; NTSB/AAR-96/03, 1995.
- [5] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report; uncontained engine failure delta airlines flight [R]. 1288, McDonnell Douglas MD-88, N927DA, Pensacola, Florida; NTSB/AAR-98/01, 1996.
- [6] Aviation Safety Network. Aircraft accident Boeing 767-223ER N330AA los angeles international airport [EB/OL]. [2011-07-06]. <http://aviation-safety.net/database/record.php?id=20060602-0>.
- [7] The Aviation Herald. Accident; American MD83 at New York on Mar 11th 2009, uncontained engine failure [EB/OL]. [2011-07-06]. <http://avherald.com/h?article=41650f96>.
- [8] Federal Aviation Administration (United States). Federal aviation regulation Part 33: section 94-blade containment and rotor unbalance tests[M]. United States; Federal Aviation Administration, 1984.
- [9] Federal Aviation Administration (United States). Advisory circular; turbine engine rotor blade containment/durability[R]. FAA Advisory Circular No. 33-5, 1990.
- [10] Ministry of Defense. Defense standard 00-971 General specification for aircraft gas turbine engines[M]. United Kingdom; Ministry of Defense (United Kingdom), 1987: 105-106.
- [11] Knight N F, Jaunky J N, Lawson R E, et al. Penetration simulation for uncontained engine debris impact on fuselage-like panels using LS-DYNA[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2000, 36(2): 99-133.
- [12] Sarkar S, Atluri S N. Effects of multiple blade interaction on the containment of blade fragments during a rotor failure[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 1996, 23(2-4): 211-223.
- [13] Kraus A, Frischbier J. Containment and penetration simu-

- lation in case of blade loss in a low pressure turbine[C]// Proceedings of DYNAmore LS-DYNA Forum 2002. Bad Mergentheim;LSTC,2002.
- [14] Shmotin Y N,Gabov D V,Ryabov A A,et al. Numerical analysis of aircraft engine fan blade-out[R]. AIAA-2006-4620,2006.
- [15] Heidari M,Carlson D L,Sinha S,et al. An efficient multi-disciplinary simulation of engine fan-blade out event using MD Nastran[R]. AIAA-2008-2333,2008.
- [16] XUAN Haijun, WU Rongren. Aeroengine turbine blade containment tests using high-speed rotor spin testing facility[J]. Aerospace Science and Technology,2006,10(6): 501-508.
- [17] 宣海军,洪伟荣,吴荣仁. 航空发动机涡轮叶片包容试验及数值模拟[J]. 航空动力学报,2005,20(5):762-767.  
XUAN Haijun, HONG Weirong, WU Rongren. Aero-engine turbine blade containment tests and numerical simulation[J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(5): 762-767. (in Chinese)
- [18] 于亚彬,陈伟. 模型机匣/叶片的包容性数值分析[J]. 航空动力学报,2005,20(3):429-433.  
YU Yabin, CHEN Wei. Numerical analysis of the modeled blade/casing containment[J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(3):429-433. (in Chinese)
- [19] 范志强,高德平,姜涛,等. 模型机匣的包容性试验和数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报,2006,38(5):551-556.  
FAN Zhiqiang, GAO Deping, JIANG Tao, et al. Experimental study and numerical simulation of model casing containment[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2006,38(5):551-556. (in Chinese)
- [20] Johnson G R,Cook W H. A constitutive model and data for metals subjected to large strains,high strainrates and high temperatures[C]//Proceedings of the Seventh International Symposium on Ballistics. Hague, Netherlands: ISB,1983:541-547.
- [21] Johnson G R,Cook W H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures[J]. Engineering Fracture Mechanics,1985,21(1):31-48.
- [22] 何庆,宣海军,廖连芳,等. 薄靶板受叶片形弹体撞击的数值仿真研究[J]. 工程力学,2010,27(4):233-239.  
HE Qing, XUAN Haijun, LIAO Lianfang, et al. Numerical simulation of a thin plate impacted by blade projectile[J]. Engineering Mechanics,2010,27(4):233-239. (in Chinese).