

# 航空发动机宽弦风扇叶片鸟撞损伤 模型标定

柴象海<sup>1,2</sup>, 侯亮<sup>1,2</sup>, 王志强<sup>1,2</sup>, 汤忠斌<sup>3</sup>

- (1. 中国航空工业集团 中航商用航空发动机有限责任公司 基础技术部, 上海 200241;
2. 中国航空工业集团 上海商用飞机发动机工程技术研究中心, 上海 201108;
3. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

**摘 要:** 为建立航空发动机风扇叶片抗鸟撞载荷能力的量化预测方法, 针对特定的航空发动机宽弦风扇叶片设计, 依据发动机在典型工作状态下的吸鸟速度、角度等撞击参数开展叶片鸟撞试验, 采用显式动力学数值仿真方法, 建立叶片鸟撞试验仿真分析模型, 并通过对模型中叶片材料参数、鸟体本构模型参数、鸟与叶片耦合接触参数进行敏感度分析, 对模型进行标定。结果表明, 标定后的鸟撞分析模型所预测的叶片损伤模式与试验结果一致, 预测的损伤位置与试验测量结果误差小于 10%。

**关 键 词:** 航空发动机; 宽弦风扇叶片; 鸟撞; 数值仿真; 模型标定

中图分类号: V214

文献标志码: A

## Bird strike model calibration for an aero engine wide-chord fan blade

CHAI Xiang-hai<sup>1,2</sup>, HOU Liang<sup>1,2</sup>,  
WANG Zhi-qiang<sup>1,2</sup>, TANG Zhong-bin<sup>3</sup>

- (1. Department of Discipline Engineering,  
Commercial Aircraft Engine Company Limited,  
Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 200241, China;
2. Shanghai Engineering Research Center of Civil Aero Engine,  
Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 201108, China;
3. School of Aeronautics,  
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** To establish a quantitative prediction method for the anti bird-strike capability of aero engine fan blade, a set of equivalent bird strike tests were performed with the impact parameters, e. g. the velocity and angle of the bird under typical engine operation conditions for a particular titanium wide-chord fan blade design. Then, an explicit dynamic simulation model was built to simulate the bird strike. Through sensitivity analysis, the blade material parameters, the bird body parameters and the blade-bird coupling contact parameters in the simulation model were calibrated based on the test results. The results show that the blade failure mode predicted by the calibrated bird-strike model is consistent with the test, and the prediction error

收稿日期: 2014-08-11

基金项目: 国家自然科学基金(51205377); 上海市科委基础研究重大项目(12DJ1400500);  
航空科学基金民发专项(2012ZBN2003)

作者简介: 柴象海(1979—), 男, 山东济南人, 高级工程师, 博士, 主要从事航空发动机包容性与外物吸入损伤研究。

of the failure location is within 10% compared with the test observation error.

**Key words:** aero engine; wide-chord fan blade; bird strike; numerical simulation; model calibration

伴随着涡轮喷气式发动机的研究与发展,宽弦风扇叶片逐渐成为现代航空发动机的关键技术之一.它具有喘振裕度高、推力大、叶片数少和质量轻等优点,日益受到航空发动机制造商的重视,并已在一些发动机上应用这项技术<sup>[1]</sup>.西方航空发动机公司相继在新型宽体商用客机上分别采用了带有宽弦风扇叶片的涡扇发动机,如先进的高涵道比(7.9)、大推力(300 kN 以上)的 PW4084, GE90 和遄达 800 等发动机<sup>[2]</sup>.与带凸肩的窄弦风扇叶片相比,宽弦风扇叶片的成功应用,使得风扇转子叶片数量减少了大约 1/3,转子质量也减轻了 10%~30%<sup>[3]</sup>.

国外各商用航空发动机公司经过长期的试验设施建设和试验数据积累,形成了相当完善的部件级乃至整机级的鸟撞试验平台和试验参数数据库,用于指导工程技术人员进行宽弦风扇叶片的适航性设计与分析验证<sup>[4-7]</sup>.国内,商用航空发动机风扇叶片鸟撞试验与数值仿真技术基础薄弱,需要开展航空发动机宽弦风扇叶片鸟撞损伤分析方法研究.

本文针对国际主流机型的航空发动机宽弦风扇叶片设计方案,首先通过理论计算,等效发动机吸鸟速度、角度参数,开展静止叶片鸟撞试验,研究叶片在鸟撞载荷下的损伤形态.然后,采用显式动力学数值仿真方法,建立风扇叶片鸟撞试验分析模型,对叶片鸟撞冲击试验过程进行计算.最后,通过对风扇叶片材料参数、鸟体本构模型参数、鸟与叶片耦合接触参数的敏感度分析,标定叶片在鸟体冲击载荷下损伤分析模型.结果表明,标定后的航空发动机宽弦风扇叶片鸟撞分析模型,能够模拟鸟撞载荷下叶片的变形及失效形态.

## 1 航空发动机吸鸟参数计算

目前航空发动机适航 CCAR33.76 吸鸟条款,对吸入大鸟、中鸟和小鸟的数量和质量均有要求,主要根据图 1 所示进气道喉道尺寸确定<sup>[8]</sup>.本文以单只大鸟吸入为例,其质量的要求如表 1 所示.

本文所选用的某型发动机叶片鸟撞需采用单只大鸟质量 2.75 kg,吸入速度为 103 m/s(200 节),发动机转速为 4 000 r/min<sup>[9]</sup>,撞击点位置在

叶高的 50% 处.如图 2 所示,单个叶片受到的鸟体切片质量为 0.9 kg,试验中为了与风扇叶片切片状态相吻合,通常采用 2 倍切片长度,即 1.8 kg 鸟体作为鸟弹弹体质量.

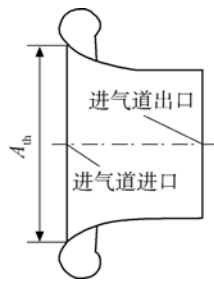


图 1 发动机短舱进气道面积计算

Fig. 1 Area computer of inlet

表 1 航空发动机大鸟吸入质量要求

Table 1 Weight of big bird for aero engine

| 发动机进气道喉道面积 ( $A_{th}$ )/m <sup>2</sup> | 鸟体质量/kg |
|----------------------------------------|---------|
| <1.35                                  | 最小 1.85 |
| 1.35~3.9                               | 2.75    |
| >3.9                                   | 3.65    |

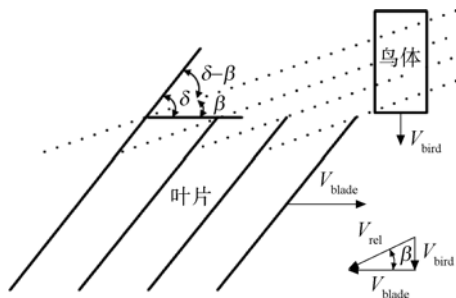


图 2 叶片切鸟示意图

Fig. 2 Cut bird for fan blade

航空发动机宽弦风扇叶片鸟撞试验和仿真分析,需要确定鸟体与叶片撞击位置、角度.如图 2 所示,假设叶片与鸟体接触面为平面、刚体,转子叶片与鸟体撞击位置切平面扭转角  $\delta$  和一个切向速度  $V_{blade}$ ,鸟以速度  $V_{bird}$  轴向运动.这样产生一个速度三角形,相对速度  $V_{rel}$ ,角度为  $\beta$ .角  $\delta$  和角  $\beta$  的差值即为入射角.  $V_{blade}$  与  $V_{bird}$  通过叶片顶部切线与鸟体轴线夹角  $\beta$  合成速度  $V_{rel}$ ,即为鸟体相

对与静止状态叶片的速度,即静止叶片鸟撞试验中的鸟弹速度.

$$V_{\text{rel}} = (V_{\text{blade}}^2 + V_{\text{bird}}^2)^{0.5} \quad (1)$$

具体到单个叶片,鸟体与发动机叶片发生碰撞,飞鸟被第1个叶片切除后,继续向发动机内部运动,至第2个叶片与鸟体发生碰撞时刻内,鸟体飞行距离,即鸟的切片长度  $L_b$  可以用图2所示参数,通过式(2)计算得到,其中,  $N_b$  为发动机叶片数量,  $\omega$  为发动机工作状态叶片旋转角速度.

$$L_b = (2 \times 3.14 \times V_{\text{blade}}) / (N_b \omega) \quad (2)$$

以某型发动机宽弦风扇叶片设计方案鸟撞击试验为例,采用上述鸟撞参数计算方法.其中,鸟弹与叶片相对速度,根据发动机工作参数,由式(1)计算得到.为反映叶片切鸟效果,试验中取2倍切片长度.本文算例中鸟弹与叶片的撞击角度  $68^\circ$ ,为叶片与鸟弹撞击点处切平面与鸟弹轴线的夹角  $\delta - \beta$ .

根据鸟体密度,可以计算出试验用鸟弹质量  $m_b$ ,如式(3)所述,其中,  $D$  为鸟体直径,  $\rho$  为鸟体密度.

$$m_b = [(L_b \pi D^2) / 4] \cdot \rho \quad (3)$$

## 2 静止叶片鸟撞试验

航空发动机风扇叶片旋转状态下的鸟撞试验,试验复杂、成本高、周期长,因此,本文采用静止叶片鸟撞试验的方法.

静止叶片鸟撞试验采用空气炮发射真实鸟弹或人工鸟弹弹体,撞击目标风扇叶片.鸟弹以与发动机吸鸟工况下,鸟体与叶片撞击等效的速度、角度射向静止状态的风扇叶片,以验证叶片的抗冲击能力.

### 2.1 静止叶片鸟撞试验设计

试验主要设备为150 mm口径高速气炮冲击系统、多通道动态数据采集处理系统、多通道应变自动采集处理系统、高速摄像机等.风扇叶片通过图3所示夹具固定在专用试验台上,该试验台与水平面夹角可在  $30^\circ \sim 90^\circ$  间调节,竖直方向可以  $180^\circ$  调节.鸟弹弹体试验件和空气炮管中轴线之间的角度应在试验规定角度  $3\%$  之内.试验件上的预定弹着点位置应以炮管中轴线为基准(通过激光定位)确定.

采用动态应变仪和激光动态位移测量仪测量试验过程中风扇叶片的应变和位移.试验鸟弹弹体速度  $V_{\text{rel}} = 180 \text{ m/s}$ ,采用激光传感器测量试验弹体速度,速度控制在试验要求速度的  $\pm 3\%$  以

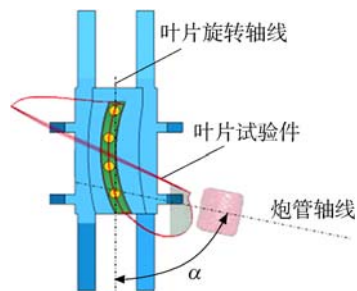


图3 炮管轴线与叶片旋转轴线夹角

Fig. 3 Angle between gun axis and blade axis

内,采用高速摄像机记录撞击过程.

试验中选用的某型发动机叶片,叶高为700 mm,鸟弹撞击风扇叶片从气动流道面往上50%叶高位置,如图4所示,叶片瞄准点为2倍切片鸟体中心点与叶片撞击位置,距叶片前缘距离由鸟体切片长度和鸟体总长计算得到.

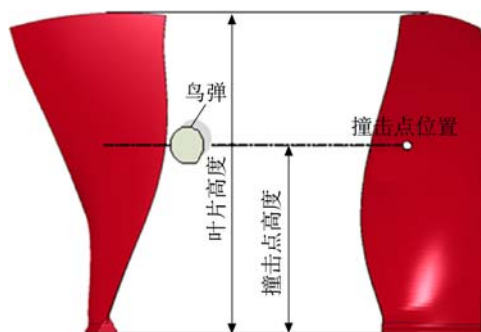


图4 撞击点位置

Fig. 4 Position of crash point

### 2.2 静止叶片鸟撞试验结果

在规定试验条件下,对安装在试验台上固定不动的风扇叶片试验件进行冲击试验,以验证其抗冲击性能,标定风扇叶片鸟撞损伤分析模型,为以后以适航为目的的鸟撞冲击试验仿真分析模型提供参数输入.

试验采用明胶人工鸟弹,制作好的鸟弹如图5所示,通过切割,质量和几何尺寸与前文所述两倍鸟体切片相一致.

宽弦风扇叶片鸟撞试验件通过试验夹具安装在试验台架上,试验台架调整角度与鸟体-叶片撞击角度相符合.通过应变片,测量鸟弹与叶片撞击区域应变.宽弦风扇叶片损伤及变形试验结果如图6所示,叶片叶尖下方叶高约30%部位产生疲劳损伤裂纹,叶片前缘与鸟弹接触撞击部位发生凹陷性塑性变形.如图7所示,采用超动态应变仪测量叶片背面7个测量点处的应变,采样频率1 MHz.



图5 明胶人工鸟弹

Fig. 5 Gelatin bird by man made

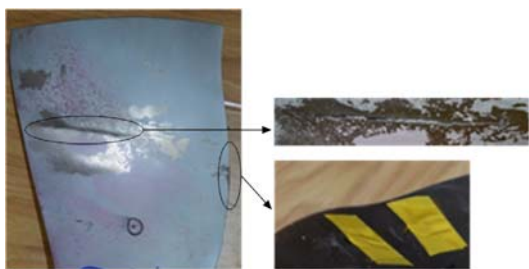
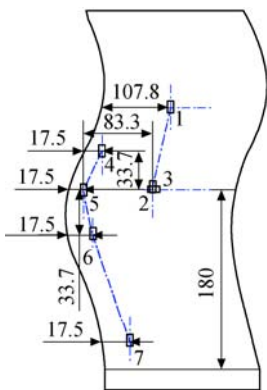
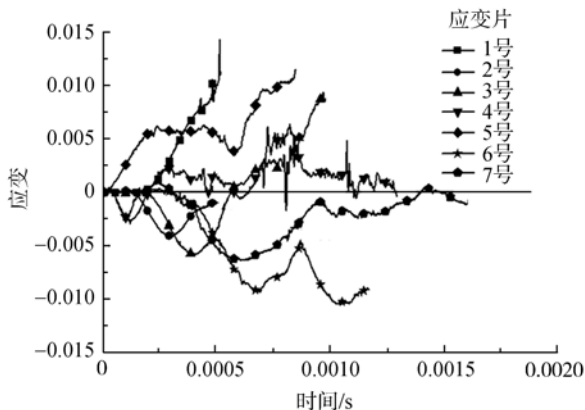


图6 宽弦风扇叶片损伤及变形试验结果

Fig. 6 Damage and deform of fan blade



(a) 应变片位置 (单位:mm)



(b) 应变测试曲线

图7 叶片应变测量结果

Fig. 7 Result of blade strain

### 3 数值仿真模型标定

针对风扇叶片鸟撞试验,采用显式动力学数值仿真方法,建立风扇叶片鸟撞试验分析模型<sup>[10-13]</sup>.然后基于风扇叶片鸟撞试验结果,建立航空发动机宽弦风扇叶片鸟撞损伤试验标定方法,对风扇叶片鸟撞试验数值仿真模型进行标定.

#### 3.1 风扇叶片鸟撞建模

如图8所示,采用任意拉格朗日-欧拉(arbitrarily Lagrangian and Euler, ALE)算法,模拟叶片与鸟体撞击,叶片和夹具网格采用拉格朗日六面体单元,节点数95 613、单元数79 380,空气网格采用ALE单元,节点数407 445、单元数377 580.

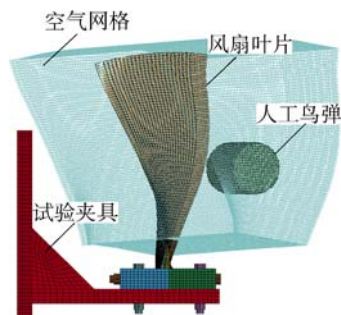


图8 叶片鸟撞模型

Fig. 8 Bird strike model for blade

根据风扇叶片鸟撞试验试验件安装方式,设置螺栓预紧力,定义叶片榫头与夹具接触.鸟体速度与试验中鸟弹速度测量值一致,鸟体与叶片相对角度由试验高速摄像中,鸟体与叶片相对角度提取得到.

#### 3.2 风扇叶片材料参数标定

飞鸟撞击风扇叶片是高速撞击过程,一般来说,撞击的结果通常是叶片材料处于高应变率下的变形和破坏,而目前对这些材料在高应变率下的本构关系及力学常数,如屈服应力、失效应变等知之甚少<sup>[14]</sup>.对于不同材料,应变率效应是不同的.因此,为充分了解风扇叶片材料的动态力学性能,获得风扇叶片鸟撞模拟计算需要的基本性能数据,需要同步开展风扇叶片材料高应变率材料性能测试试验<sup>[15]</sup>.

对某型发动机叶片钛合金 TC4 材料随炉样件,采用压缩/拉伸式 Hopkinson 杆系统测试其高应变率下的应力-应变曲线,并确定屈服应力、失效应变等力学参数.在确定了一系列不同应变率下的应力-应变曲线之后,通过参数拟合,确

定叶片应变率相关(rate-dependent)材料本构模型参数. 经过试验标定的风扇叶片材料力学性能参数如表2和表3所示.

表2 风扇叶片材料准静态力学性能参数

Table 2 Static material parameters for fan blade

| 密度/<br>(kg/m <sup>3</sup> ) | 弹性<br>模量/GPa | 泊松比 | 硬化模量/<br>MPa | 失效塑<br>性应变 |
|-----------------------------|--------------|-----|--------------|------------|
| 4450                        | 11.0         | 0.3 | 689.0        | 0.15       |

表3 风扇叶片材料应变率相关材料力学性能参数

Table 3 Strain rate parameters for fan blade

| 应变率      | 0.0018 | 2000 | 5000 | 10000 |
|----------|--------|------|------|-------|
| 屈服强度/MPa | 960    | 1160 | 1250 | 1400  |

### 3.3 鸟体本构模型参数敏感度分析

鸟体被吸入发动机时,由于叶轮转子高速旋转,叶片与鸟的接触速度很高,鸟体本构关系及其参数的选取对于鸟撞过程计算分析至关重要. 由于鸟体的流体特性,无法直接对鸟体材料进行力学性能测试,因而本文采用试验-数值法对鸟体材料及力学模型进行标定,进而建立合理的鸟体本构模型并得到其参数值.

本文采用流体动力学本构模型,通过鸟撞平板试验获取相关的动态应变历程数据. 基于ALE算法的有限元数值模拟计算,运用试验数据建立误差最小二乘判据,最终获取流体动力学本构的模型参数<sup>[16]</sup>.

然后,对标定后的鸟体本构模型参数进行风扇叶片鸟撞仿真分析参数敏感度分析. 分析结果如图9所示,鸟体状态方程将会直接影响叶片内的应力水平、整体塑性变形、碰撞区域叶片卷曲变形等.

通过基于风扇叶片鸟撞试验的鸟体本构模型参数敏感度分析,得到表4所示风扇叶片鸟撞试

验用人工鸟弹材料状态方程及参数,作为风扇叶片鸟撞损伤分析模型鸟体参数确定的依据.

表4 风扇叶片鸟撞试验用人工鸟弹材料状态方程及参数

Table 4 Bird status equation and material parameters for man-made bird in bird strike test

| 状态方程 $P = C_0 + C_1 \mu + C_2 \mu^2 + C_3 \mu^3 + (C_4 + C_5 \mu + C_6 \mu^2) E$ |                    |       |                       |
|----------------------------------------------------------------------------------|--------------------|-------|-----------------------|
| 参数                                                                               | 数值                 | 参数    | 数值                    |
| $C_0$                                                                            | 0                  | $C_4$ | $2.40 \times 10^{-5}$ |
| $C_1$                                                                            | $2.20 \times 10^9$ | $C_5$ | $2.40 \times 10^{-5}$ |
| $C_2$                                                                            | $9.54 \times 10^9$ | $C_6$ | 0                     |
| $C_3$                                                                            | 0                  |       |                       |

### 3.4 鸟与叶片耦合接触参数的敏感度分析

叶片与鸟体撞击模拟采用ALE算法,以克服鸟体单元与叶片撞击时单元严重畸变引起的数值计算困难,实现流体-固体的动态分析<sup>[17]</sup>.

显式动力学分析中,流固耦合定义有两种方法:一种方法是共节点,固体拉格朗日单元和ALE单元在边界上是共节点的,相当于施加了一个固体边界条件,不能处理相互作用问题. 另一种方法是通过耦合接触设置,定义流体与固体的接触,流体网格和固体网格是重叠的,不需要网格一致. 在风扇叶片鸟撞仿真模型中,采用第二种方式定义鸟体与叶片的接触.

本文所选用的耦合接触方式,需要对叶片上耦合积分点数目、鸟体与叶片之间的耦合方式、耦合方向、对一个单元是否发生耦合时流体材料最小体积百分比等参数进行设置,不同的耦合参数将影响到鸟体与叶片之间的接触状态. 通过鸟与叶片耦合接触参数的敏感度分析<sup>[18]</sup>,得到表5所示耦合接触参数,作为风扇叶片鸟撞损伤分析模型耦合参数确定的依据.

表5 鸟与叶片耦合接触参数

Table 5 Contact parameters between bird and blade

| 参数  | 积分<br>点数目 | 耦合<br>方式  | 耦合方向 | 流体材料最小<br>体积百分比/% |
|-----|-----------|-----------|------|-------------------|
| 参数值 | 3         | 罚函数<br>耦合 | 仅压缩  | 30                |

## 4 风扇叶片鸟撞仿真模型确认与分析

将标定后的风扇叶片鸟撞模型仿真结果与试

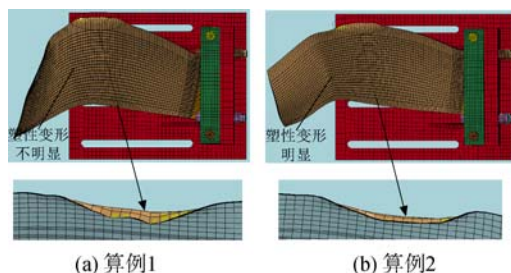


图9 鸟体参数对叶片损伤影响敏感度分析示例

Fig. 9 Example of sensitive analysis for bird parameters

验对比,验证模型精度.并以典型试验结果为例,采用标定后的模型,对叶片鸟撞冲击试验过程进行仿真计算.

#### 4.1 试验和仿真结果比较

风扇叶片鸟撞试验仿真模型,输出 20 ms 时刻的计算结果,进行回弹(spring back)计算,叶片的变形和塑性应变云图如图 10 所示.叶片叶尖下方叶高约 30% 部位应力集中,且部分单元的等效塑性应变超出风扇叶片材料失效塑性应变值.叶片前缘凹陷区长度为 151 mm,深度为 36 mm,均与试验结果相吻合.

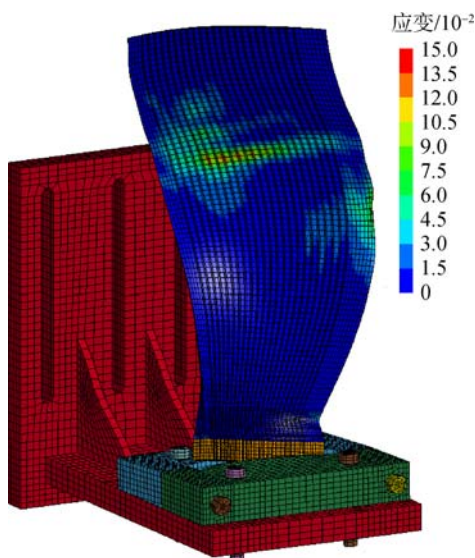


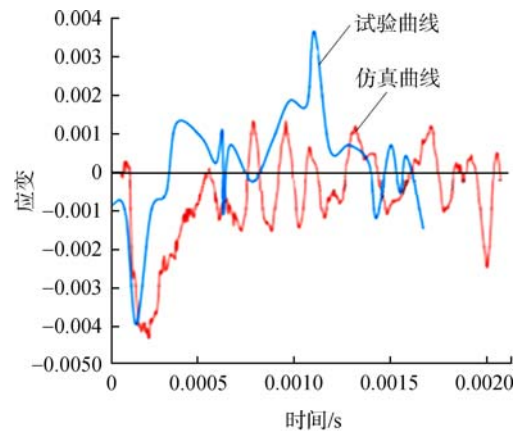
图 10 风扇叶片鸟撞仿真分析结果

Fig. 10 Simulation result for fan blade bird strike

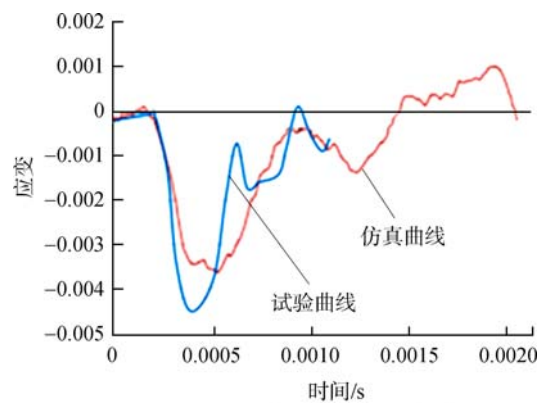
通过叶片材料参数、鸟体本构模型参数、鸟与叶片耦合接触参数,对风扇叶片鸟撞试验模型进行标定.如图 11 所示,1#和 2#应变片时间历程,标定后的模型仿真结果输出曲线与对图 7 所示试验数据拟合曲线对比结果表明,忽略试验中的数据采集误差及异常波动,本文所建立的航空发动机宽弦风扇叶片鸟撞分析模型,能够模拟鸟撞载荷下叶片的变形及损伤形态,可以为风扇叶片设计和适航审定提供依据.

#### 4.2 风扇叶片鸟撞数值仿真计算

利用非线性显式动力学求解器,对风扇叶片鸟撞有限元模型进行分析计算.鸟撞击叶片的时间历程计算结果如图 12 所示,从叶片前缘切割鸟体到鸟体破碎离开叶片整个过程持续时间为 3.5 ms.叶片受到鸟体撞击后,叶片前缘撞击区发生卷曲、变形,叶片弯曲,无碎片产生.



(a) 1#应变片时间历程曲线



(b) 2#应变片时间历程曲线

图 11 试验与仿真应变对比

Fig. 11 Strain compare between test and simulation

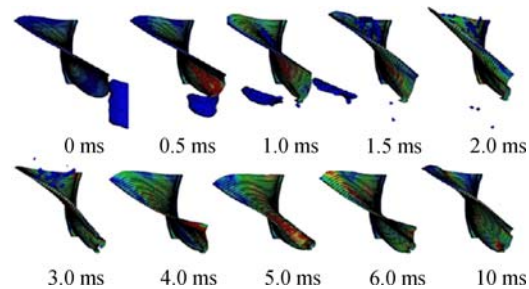


图 12 叶片鸟撞仿真过程

Fig. 12 Simulation for bird strike of blade

0~0.7 ms 风扇叶片前缘切割鸟体导致叶片前缘向叶背方向卷曲.在鸟撞模拟时间历程中,未产生碎片.叶片前缘在撞击过程中产生凹陷.

0.7~1.5 ms 鸟体破碎,碎片划过风扇压力面,对压力面造成持续的撞击力,风扇叶片从叶背向叶盆弯曲,叶背鼓起.

1.5~3.0 ms 鸟体残余碎片继续作用在叶片上,叶根在鸟撞和离心载荷的作用下,塑性应变不断增大.

3.0~20 ms 鸟体完全脱离叶片,叶片振动逐渐衰减,叶片的塑性应变趋于稳定。

## 5 结 论

本文基于国际主流航空发动机机型的宽弦风扇叶片设计方案,采用显式动力学数值仿真方法,建立风扇叶片鸟撞试验仿真分析模型,通过对风扇叶片鸟撞试验模型的叶片材料参数、鸟体本构模型参数、鸟与叶片耦合接触参数的敏感度分析,对模型进行标定。

标定后的模型经同组试验与仿真结果对比验证,结果表明,本文所建立的航空发动机宽弦风扇叶片鸟撞分析模型,能够模拟鸟撞载荷下叶片的变形及失效形态,为后续叶片构型优化设计和适航审定提供理论依据。

## 参考文献:

- [1] 刘大响,金捷,彭友梅,等.大型飞机发动机的发展现状和关键技术分析[J].航空动力学报,2008,23(6):976-980.  
LIU Daxiang, JIN Jie, PENG Youmei, et al. Summarization of development status and key technologies for large airplane engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 976-980. (in Chinese)
- [2] 尹晶,高德平,范尔宁.鸟撞击叶片时的载荷模型[J].航空动力学报,1993,8(4):363-368.  
YIN Jing, GAO Deping, FAN Erning. Loading models for bird impacting on blades[J]. Journal of Aerospace Power, 1993, 8(4): 363-368. (in Chinese)
- [3] 黄志勇,陈伟,赵海欧.评定叶片鸟撞击损伤的参数与方法[J].航空发动机,2005,31(1):28-30.  
HUANG Zhiyong, CHEN Wei, ZHAO Haiou. Parameters and methods for evaluation bird impact damage of fan/compressor blade[J]. Aeroengine, 2005, 31(1): 28-30. (in Chinese)
- [4] 李清红,高德平.叶片鸟撞击的理论和实验研究[J].航空动力学报,1990,5(4):335-339.  
LI Qinghong, GAO Deping. Analytical and experimental investigation of bird impact on blades[J]. Journal of Aerospace Power, 1990, 5(4): 335-339. (in Chinese)
- [5] 朱俊,李玉龙.飞机鸟撞试验瞬时速度的连续测试方法研究[J].测控技术,2003,22(12):5-7.  
ZHU Jun, LI Yulong. Research for the instantaneous velocity measurement in aircraft bird-impact test[J]. Measurement & Control Technology, 2003, 22(12): 5-7. (in Chinese)
- [6] 陈伟,关玉璞,高德平.发动机叶片鸟撞击瞬态响应的数值模拟[J].航空学报,2003,24(6):531-533.  
CHEN Wei, GUAN Yupu, GAO Deping. Numerical simulation of the transient response of blade due to bird impact[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(6): 531-533. (in Chinese)
- [7] Teichman H C, Tadros R N. Analytical and experimental simulation of fan blade behaviour and damage under bird impact[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1991, 113(4): 582-594.
- [8] Nizampatnam L S, Horn W J. Investigation of equation of state models for predicting bird impact loads[R]. AIAA 2008-682, 2008.
- [9] Shmotin T N, Chupin P V, Gabov D V. Bird strike analysis of aircraft engine fan[R]. Salzburg, Austria: 7th European LS-DYNA Users Conference, 2009.
- [10] 蒋向华.航空发动机转子级鸟撞损伤及机匣包容数值模拟[R].北京:中国航空学会第一届航空发动机数值仿真与数字化设计交流会,2008.
- [11] 蒋向华,王延荣.采用流固耦合方法的整级叶片鸟撞击数值模拟[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)
- [12] Goyal V K, Huertas C A, Borrero J R, et al. Robust bird-strike modeling based on ale formulation using LS-DYNA[R]. AIAA 2006-1759, 2006.
- [13] Mao R H, Meguid S A, Ng T Y. Finite element modeling of a bird striking an engine fan blade[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(2): 583-596.
- [14] Martin N F Jr. Nonlinear finite-element analysis to predict fan-blade damage due to soft-body impact[J]. Journal of Propulsion, 1990, 6(4): 445-450.
- [15] Chen Y, Kibble K, Hall R, et al. Numerical analysis of superplastic blow forming of Ti-6Al-4V alloys[J]. Materials and Design, 2001, 22(8): 679-685.
- [16] Forsberg J, Nilsson L. Evaluation of response surface methodologies used in crashworthiness optimization[J]. International Journal of Impact Engineering, 2006, 32(5): 759-777.
- [17] 陈伟,宋迎东,尹晶,等.离心载荷作用下平板叶片鸟撞击响应计算[J].航空动力学报,1997,12(2):122-126.  
CHEN Wei, SONG Yingdong, YIN Jing, et al. Numerical analysis of blade transient responses to bird impact under centrifugal loadings[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2): 122-126. (in Chinese)
- [18] Kurtaran H, Eskandarian A, Marzougui D, et al. Crashworthiness design optimization using successive response surface approximations[J]. Computational Mechanics, 2002, 29(4): 409-421.

(编辑:秦理曼)