

冲击载荷作用下的锥壁失效 仿真及试验验证

虞磊¹, 耿景艳¹, 李百洋¹, 王卫国¹, 曹家健², 吴海龙², 周青²
(1. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241;
2. 清华大学 苏州汽车研究院, 江苏 苏州 215134)

摘 要: 根据航空发动机支承锥壁结构受力特点,对风扇叶片飞失冲击载荷作用下的锥壁失效破坏机理进行了研究。利用显式动力学有限元仿真方法,对冲击载荷作用下的锥壁结构动态失效过程进行了瞬态分析。开展了对锥壁的落锤冲击试验,并与分析结果进行了对比验证。试验和分析结果表明:冲击载荷作用下锥壁减薄处破坏为剪切失效破坏。采用的显式动力学有限元仿真方法为准确模拟冲击载荷作用下的锥壁结构失效提供了一种可行的仿真手段,分析获得的峰值加速度与试验结果误差小于 5%;利用 GISSMO(generalized incremental stress state dependent damage model)可以准确预测锥壁减薄处断裂时间、断裂位置。经过试验验证的分析方法及失效模型可运用到风扇叶片飞失冲击载荷下的锥壁失效设计参数的确定,提高锥壁降载结构设计的精度。

关 键 词: 冲击载荷; 风扇叶片飞失; 锥壁; 动态失效; 显式动力学

中图分类号: V235.13 **文献标志码:** A

Failure simulation and test verification of cone under impact load

YU Lei¹, GENG Jingyan¹, LI Baiyang¹, WANG Weiguo¹,
CAO Jiajian², WU Hailong², ZHOU Qing²
(1. Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China;
2. Suzhou Automotive Research Institute,
Tsinghua University, Suzhou Jiangsu 215134, China)

Abstract: According to the load characteristics of aeroengine supporting cone structure, the failure mechanism of cone under the impact load of fan blade out was studied. By using the explicit dynamic finite element simulation method, transient analysis on the dynamic failure process of the cone structure under the impact load was carried out. The drop impact test of the cone was carried out, and the test results were compared with the analysis results. It was discovered that the failure of the cone thinning position under impact load was shear failure. The explicit dynamic finite element simulation method provided a feasible method for accurately simulating the failure of the cone failure under impact load, the error between the peak acceleration obtained by analysis and the test result was less than 5%. The GISSMO (generalized incremental stress state dependent damage model) can be used to accurately predict the fracture time and position at the cone thinning position. The analysis method and

failure model verified by the test can be used to determine the failure design parameters of the cone under the impact load of fan blade out, so as to improve the accuracy of the load reduction design of the cone structure.

Key words: impact load; fan blade out; cone; dynamic failure; explicit dynamics

为最大程度地减少风扇叶片飞失产生的巨大不平衡量引起的瞬态冲击载荷,现有的大涵道比涡扇发动机往往通过在风扇部件的支承结构上引入 LRD(load reduce device)设计,使得 LRD 在风扇叶片飞失发生时,在设定的突加冲击载荷条件下超过设计强度而发生失效,支承刚度降为零,实现了风扇转子和 1# 支点的支承结构相分离,引起转子自我定心,同时风扇转子的支承变柔,加大了风扇转子和风扇机匣的碰磨程度,从而降低传递到发动机支承结构上的动态峰值载荷的目的^[1]。

国外主流的航空发动机设计和制造商采用不同形式的熔断结构设计来减少叶片飞失下的瞬态载荷,如文献[2]所提,并申请了大量与其相关的结构设计专利^[3-9]。Heidari 等人^[10]利用显式和隐式动力学分析集成方法,对风扇叶片飞失事件进行了有效的仿真。在其分析模型中,支承用非线性的弹簧-阻尼单元来模拟,通过设置该单元的失效载荷阈值来模拟熔断结构的失效行为,并未研究熔断结构失效的过程,无法反应出熔断结构在真实受力状态下的变形和失效情况。

在国内,航空发动机的冲击响应仿真中对于材料的动态失效行为研究较少^[11-12],确定合适的模型来判断单元失效是影响此类仿真分析准确性的关键环节。对于熔断结构在复杂应力状态下的失效断裂情况,需要以通过三个主应力组合得到的应力三轴度作为横坐标,测出对应的临界断裂应变,才能准确表征材料在承受复杂应力状态下的断裂物理过程。GISSMO (generalized incremental stress state dependent damage model)引入应力三轴度作为应力状态参数,考虑加载过程中的非线性损伤累积效应,能够重现各向同性韧性材料的断裂行为是一种基于断裂应变的半经验性的失效准则^[13]。同时由于其表达形式简单且失效参数可通过试验来测定,因此在汽车的碰撞仿真等工程领域获得了广泛的应用^[14-15]。

因叶片飞失下的锥壁结构失效过程时间短(毫秒级),故本文在锥壁失效机理分析的基础上,利用显式动力学分析技术^[16],采用 GISSMO,开展了冲击载荷作用下的锥壁失效仿真。同时完成了相应的落锤冲击试验,验证了锥壁熔断失效机

理、锥壁失效的显式动力学仿真模型和分析方法,为后续锥壁熔断结构详细参数的确定提供一种设计手段。

1 锥壁失效机理分析

1.1 锥壁熔断结构

在风扇部件的 1# 支点传力路径上引入 LRD 设计,有多种结构实现形式^[3-9]。本文以 1# 支点传力路径上的支承锥壁结构为分析对象,如图 1 所示。

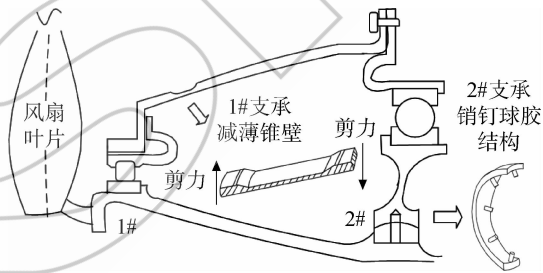


图 1 锥壁熔断结构形式

Fig. 1 Cone fuse structure

风扇叶片飞失产生的不平衡力由各个支点外传到静子部件,其中 1# 支点最靠近风扇,其承受的不平衡力也最大,该不平衡力通过锥壁传递到承力机匣上。以某一时刻不平衡力垂直向下作用于 1# 支点为例,由于承力机匣的支承,一个大小相等方向相反的力(F)及力矩(M)作用在锥壁后安装边上,如图 2 所示,图中 B 为锥壁减薄位置距离锥壁前安装边位置。

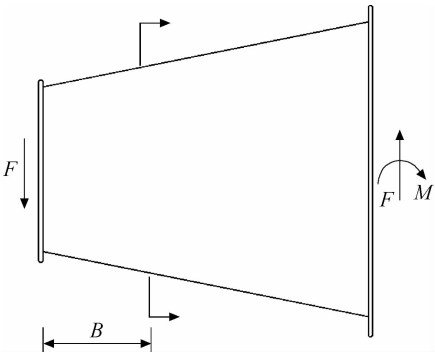


图 2 锥壁受力示意图

Fig. 2 Force analysis diagram of cone

支承锥壁上的熔断结构包含一个整体的周向区域,该结构位于锥壁两个安装边之间,锥壁熔断处比前后相连部分的厚度要薄,锥壁前后安装边之间有一个统一的厚度 C ,而在熔断位置有一个相对薄的厚度 A ,通过设计熔断的阈值载荷和熔断时间来确定减薄位置的壁厚 A ,如图 3 所示,熔断结构有一个轴向长度 l ,其值要显著地大于锥壁熔断处的厚度,在旋转叶片飞失不平衡载荷作用下,该值的大小影响熔断结构周向的塑性变形。

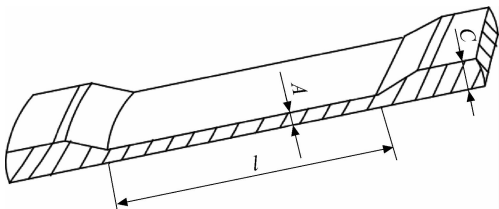


图 3 锥壁减薄处剖面示意图

Fig. 3 Cross section of cone thinning positon

1.2 锥壁受力分析

利用带减薄截面的锥壁有限元模型进行静力学分析,按照图 2 的加载、约束方式,在大口径法兰边上固支约束,小口径法兰边上加竖直向下的集中力(320 kN),在锥壁横向截面上产生弯矩,在截面上部产生拉载荷,下部产生压载荷,拉(压)应力云图分布如图 4 所示,其最大拉(压)应力值均出现在锥壁减薄位置处,其中拉应力与加载方向差 180° ,压应力与加载方向一致。

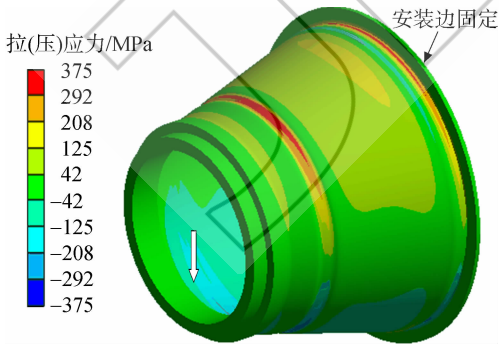


图 4 锥壁拉(压)应力云图

Fig. 4 Cloud chart of tensile(compressive) stress on cone

图 4 加载约束工况下,锥壁上切应力云图分布如图 5 所示。最大切应力的位置出现在锥壁减薄位置,与不平衡力相差 90° 方向,即对于在 6 点钟位置的不平衡力而言,最大的切应力发生在锥壁横截面周向的 3 点和 9 点位置,如图 6 所示。

将锥壁减薄处截面的轴向拉(压)应力(σ_y)及

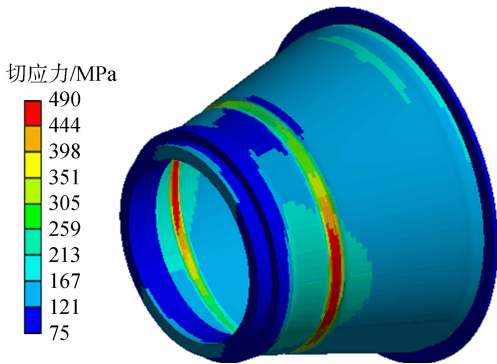


图 5 锥壁切应力云图

Fig. 5 Cloud chart of shear stress on cone

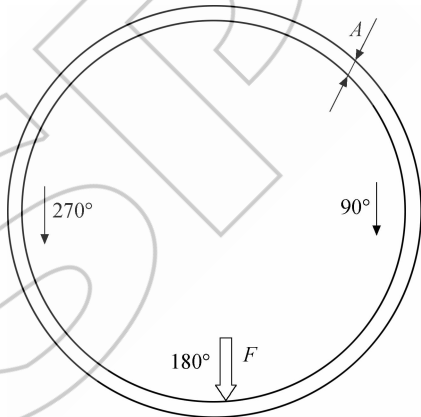


图 6 减薄截面处最大切应力分布

Fig. 6 Distribution of the maximum shear stress on the cone thinning cross section

截面内切应力(τ_{xy})沿周向一周的分布绘制成曲线,如图 7 所示。在当前给定的轴向减薄位置 B ,熔断处切应力的最大值要比拉(压)应力的最大值大 30%,同时结合钛合金材料许用剪切强度比许

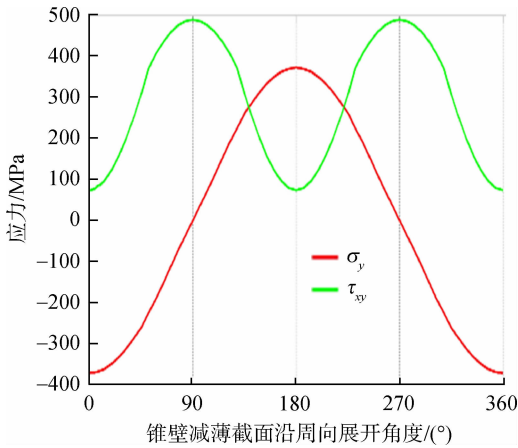


图 7 锥壁减薄处截面应力沿周向分布图

Fig. 7 Circumferential distribution of cross section stress on the cone thinning position

用拉伸强度要低,表明在当前给定的轴向减薄位置下,锥壁减薄处以剪切失效为主,同时与出现拉(压)应力最大值的位置沿周向相差了 90°。

在旋转不平衡力作用下,离作用力 90°位置出现峰值剪切载荷,当这些切应力超过锥壁材料的剪切屈服应力时,在这 180°相对的两个位置沿着熔断轴向长度 l 出现局部塑性变形,进而引起结构失效。

2 锥壁落锤冲击试验及分析

2.1 试验装置与测试

锥壁失效试验在落锤冲击试验台上进行,试验锥壁通过螺栓与支座相连,支座固定在底座上。试验前将锤头升到所需的高度,试验开始时释放锤头,在重力作用下,锤头沿滑轨自由下落,随后与转接段工装碰撞,将冲击能量传递给锥壁,从而实现 对 锥 壁 施 加 冲 击 载 荷,如 图 8 和 图 9 所 示。在锥壁的正前方和后侧分别有一台高速摄像机用于拍摄锥壁受冲击时毫秒级的失效过程。同时,在落锤架上装有加速度传感器用于测量冲击时的加速度。

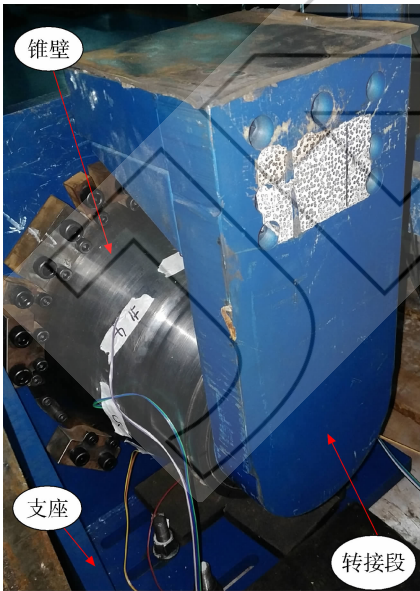


图 8 安装状态下的锥壁
Fig. 8 Cone in installation state

因锥壁失效仿真涉及冲击作用下的锥壁大变形及局部位置失效,以及应变率相关的材料非线性,故采用非线性的全三维瞬态显式动力学建模和分析方法^[17],如图 10 和图 11 所示,采用 8 节点的六面体实体单元对锥壁进行网格划分,在减薄区域的网格在厚度方向布置了四层网格,以便

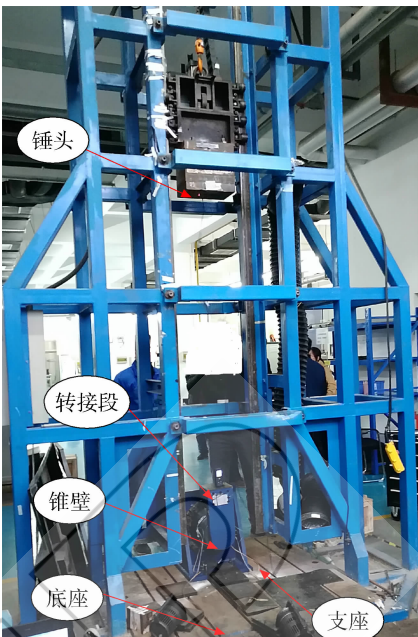


图 9 落锤冲击试验装置
Fig. 9 Drop impact test device

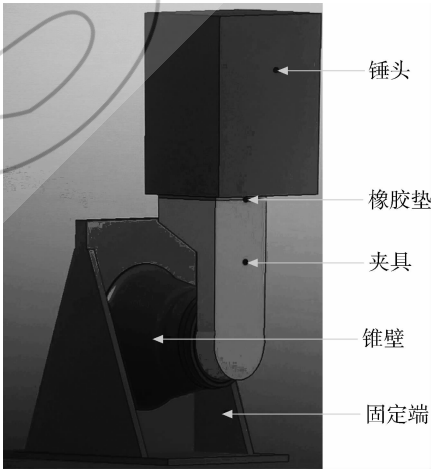


图 10 锥壁落锤冲击有限元分析模型
Fig. 10 Cone drop impact finite element analysis model

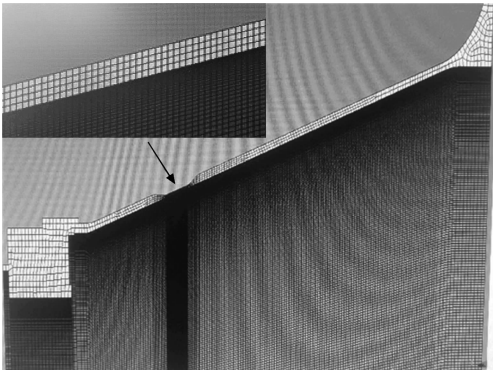


图 11 锥壁有限元分析模型局部放大图
Fig. 11 Finite element analysis model of cone local amplification

更好地模拟失效过程。

锥壁上的钛合金材料采用不同应变率下弹塑性力学性能数据(归一化处理),如图 12 所示。

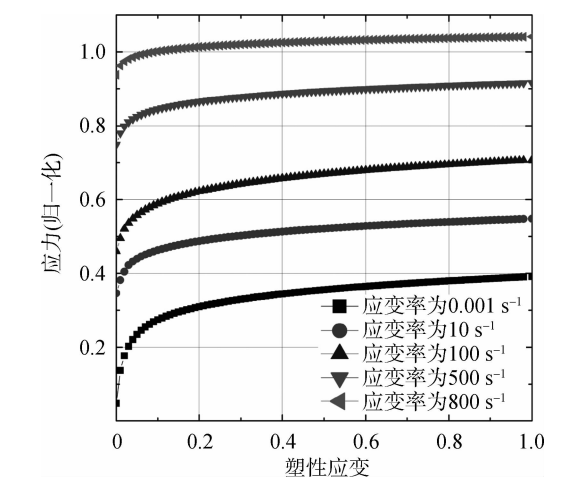


图 12 应变率相关的应力-塑性应变曲线
Fig. 12 Strain rate dependent stress-plastic strain curves

表征材料断裂特性采用一种损伤力学模型——GISSMO,其在本构关系中引入损伤变量,采用带有损伤变量的本构关系描述受损材料的宏观力学行为,损伤准则主要通过非线性损伤积累的方法判定,其损伤计算公式为^[18]

$$\Delta D = \frac{n}{\epsilon_f(\eta, L)} D^{(1-\frac{1}{n})} \Delta \epsilon_p$$

其中 D 为损伤变量, ΔD 为损伤变量增量, $\Delta \epsilon_p$ 为等效塑性应变增量, n 为非线性损伤累积指数, $\epsilon_f(\eta, L)$ 为与应力三轴度 η 、Lode 角系数 L 相关的材料断裂等效塑性应变,其值来自钛合金多个准静态拉伸和高速拉伸试验的数据拟合,如图 13 所

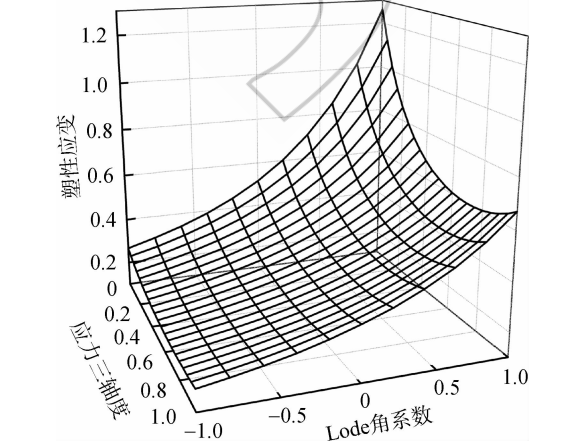


图 13 三轴度和 Lode 角相关的材料断裂曲面
Fig. 13 Triaxiality and Lode parameter dependent material fracture surface

示。当损伤累积达到阈值 $D=1$ 时,则认定单元失效。

2.2 冲击试验及结果分析

本次试验的锤头质量为 236 kg,初始下落高度为 5.1 m,锤头与转接段发生碰撞时,速度传感器检测到的冲击速度为 10 m/s。

以锤头与转接段开始接触作为 $t=0$ s 时刻,高速摄影记录了锥壁在冲击载荷作用下的破坏过程,如图 14 所示,以及试验后的锥壁实物,如图 15 所示。通过图 14 可以发现,锥壁破坏的裂纹初始位置位于减薄处 90° 、 270° 划线位置附近,裂纹由该位置向两侧周向扩展,直至整个锥壁减薄截面断裂,整个过程持续 0.12 s。通过图 15 的试验后的锥壁实物可以发现,减薄截面 90° 、 270° 处破坏断面与轴线成 45° 斜角,表明锥壁沿着斜截

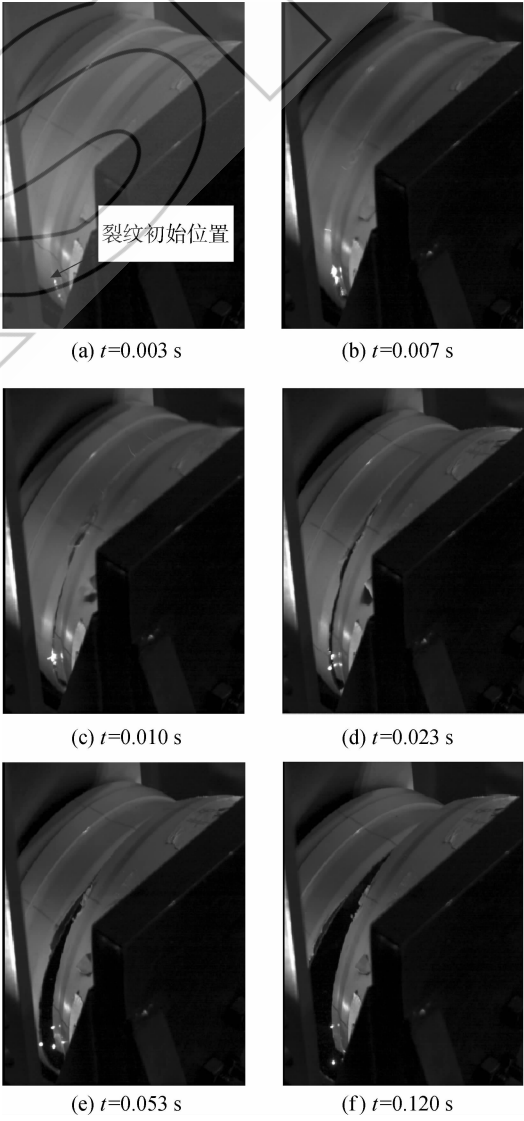


图 14 锥壁失效过程
Fig. 14 Failure process of cone

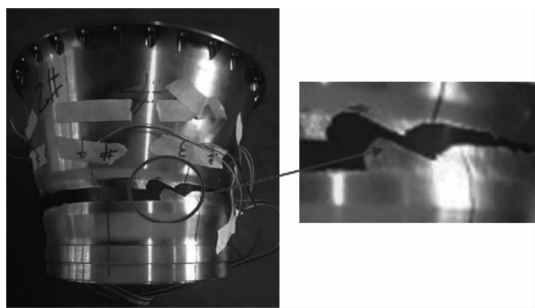


图 15 试验后的锥壁
Fig. 15 Cone after test

面因剪切而破坏,由切应力所致,这与文中第 1 节的锥壁剪切失效机理的分析保持一致。

利用图 12 所示的锥壁有限元模型进行落锤冲击仿真,仿真得到的断裂位置和试验结果相近,断裂首先发生在减薄截面靠近 90°、270°的位置附近,如图 16 所示,同时 90°位置分析得到的该处塑性应变时间历程变化表明(图 17),在冲击载荷作用下,该处在 0.01 s 内就发生断裂,属于瞬断。试验过程中锤头加速度时间历程和仿真结果对比见



图 16 仿真得到的初始断裂位置
Fig. 16 Simulated initial fracture position

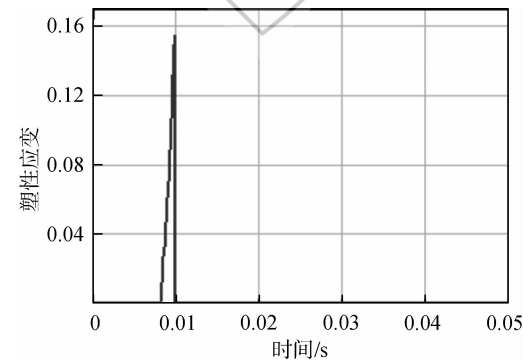


图 17 落锤试验中的塑性应变时间历程曲线
Fig. 17 Plastic strain time history curve in drop impact test

图 18,曲线呈现出了从加载到试验件断裂完整的试验过程。试验得到的断裂时刻、断裂能量和峰值加速度与仿真对比结果见表 1,峰值误差在 5% 以内,验证了模型的准确性。

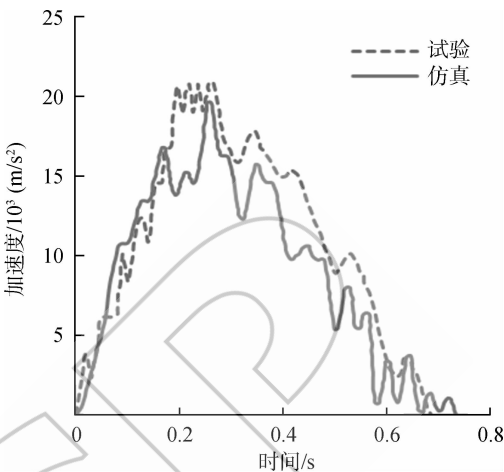


图 18 落锤试验中的加速度时间历程曲线
Fig. 18 Acceleration time history curve in drop impact test

表 1 断裂时刻、能量和峰值加速度统计
Table 1 Statistics of fracture time, energy and peak acceleration

参数	数值		
	试验	仿真	误差/%
断裂时刻/ms	1.49	1.52	2.01
断裂能量/J	10 617	10 520	0.91
峰值加速度/(m/s ²)	20 206	19 675	2.63

3 结 论

为降低风扇叶片飞失后的冲击载荷,本文针对一种大涵道比涡扇发动机锥壁熔断结构开展了锥壁结构失效模式的机理研究,进行了冲击载荷作用下的锥壁失效显式动力学仿真,对全尺寸的锥壁进行了落锤冲击试验,并将试验结果与仿真结果进行了对比验证,主要结论如下:

- 1) 风扇叶片飞失载荷作用下的锥壁失效属于冲击动力学问题,本文采用的显式动力学仿真方法为准确模拟毫秒级的结构失效过程,预测冲击载荷下的结构失效,为锥壁减薄设计参数的选取提供一种可行的仿真手段。
- 2) 落锤冲击试验过程中的高速摄影、试验测试数据及试验后的断口特征,验证了在给定冲击

载荷作用下锥壁减薄位置的剪切失效机理;熔断的时刻、能量及加速度结果初步验证了设计参数的合理性。

3) 对比结果有效验证了 GISSMO 材料失效模型的准确性,可以较好地仿真锥壁减薄在冲击过程中的动态失效行为。

参考文献:

[1] 虞磊,耿景艳,曹冲,等. 风扇叶片飞失下的结构降载机理[J]. 航空动力学报,2019,34(8):1788-1794.
YU Lei,GENG Jingyan,CAO Chong,et al. Load reducing mechanism under fan blade out event[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(8):1788-1794. (in Chinese)

[2] DALY M,GUNSTON B. IHS Jane's aero-engines 2013—2014[M]. London:IHS Global Limited,2013:455.

[3] JADCZAK E J,SEINE L M,MAGRET C,et al. Uncoupling system for an aircraft turbojet engine rotary shaft; US8646978(B2)[P]. 2014-02-11.

[4] WALLACE M. Bearing support; EP2397710 (A2) [P]. 2011-12-21.

[5] PLONA D G. Bearing arrangement for a rotating shaft turbine engine equipped with such an arrangement; US7909514 (B2)[P]. 2011-03-22.

[6] DOERFLEIN T M,WILTON S A,ALLMON B L. Method and apparatus for supporting rotor assemblies during unbalances; US6783319(B2)[P]. 2004-08-31.

[7] KASTL J A. Fan decoupling fuse; US6402469 (B1) [P]. 2002-06-11.

[8] KASTL J A. Bearing support fuse; US6447248 (B1) [P]. 2002-09-10.

[9] DUYN K G. Method and apparatus for supporting a rotatable shaft within a gas turbine engine; US6082959 [P]. 2000-07-04.

[10] 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.

[11] 柴象海,张晓云,史同承. 超塑成形/扩散连接焊缝失效断裂仿真方法[J]. 上海交通大学学报,2014,48(4):532-537,543.
CHAI Xianghai,ZHANG Xiaoyun,SHI Tongcheng. Simulation method for bonding seam failure of superplastic forming and diffusion bonded structures[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University,2014,48(4):532-537,543. (in Chinese)

[12] 邹品. GH4169 高温动态本构模型与高速冲击性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
ZOU Pin. Research on dynamic constitutive model at high temperatures and high speed impact performance of GH4169 [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2018. (in Chinese)

[13] ANDRADE F X C,FEUCHT M,HAUFE A,et al. An incremental stress state dependent damage model for ductile failure prediction[J]. International Journal of Fracture, 2016,200(1/2):1-24.

[14] 卫董程,杨洪,高伟钊,等. 基于 GISSMO 的螺栓失效模型开发及其在车辆碰撞仿真中的应用[C]//第 15 届中国 CAE 工程分析技术年会论文集. 上海:中国力学学会产学研工作委员会,2019:169-172.

[15] 赖兴华,王磊,李洁,等. 铝型材防撞梁的碰撞断裂失效表征[J]. 清华大学学报(自然科学版),2017,57(5):504-510.
LAI Xinghua,WANG Lei,LI Jie,et al. Characterization of the fracture of an aluminum alloy anticollision-beam to impact loading[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology),2017,57(5):504-510. (in Chinese)

[16] 余希同,邱信明. 冲击动力学[M]. 北京:清华大学出版社,2011.

[17] Livemore Software Technology Corporation. LS-DYNA theory manual [EB/OL]. [2021-03-02]. <http://www.lstc.com/download/manuals>.

[18] Livemore Software Technology Corporation. LS-DYNA keyword user's manual; Volume II material models[EB/OL]. [2021-03-02]. <http://www.lstc.com/download/manuals>.

(编辑:陈 越)