

模型转子突加不平衡响应分析及试验验证

虞磊¹, 马会防¹, 耿景艳¹, 王卫国¹, 廖明夫², 王四季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. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为准确获取风扇叶片飞失引起的瞬态载荷,利用显式动力学有限元仿真方法进行了接触建模和瞬态分析,开展了多层次的试验标定和校核工作,利用这些试验结果与分析进行了对比验证。结果表明:采用的显式动力学有限元仿真方法为准确模拟突加不平衡过程中的动态特征提供一种可行的仿真手段,形成了一套构件-组件-整机、从静力学到动力学的模型修正方法。按照测试优先级定义的主要传力路径载荷、突加不平衡载荷等物理量,确定了模型修正的测试参数选取方法。利用支承锥壁动应变测量数据,结合模型标定结果,可以准确地获得支点峰值径向动载荷,预测的峰值动态载荷与试验获取的结果误差小于10%,此方法可以运用到支点冲击载荷间接测量中,提高测量的精度及简便性。

关 键 词: 涡扇发动机; 风扇叶片飞失; 突加不平衡; 显式动力学; 瞬态载荷

中图分类号: V235.13

文献标志码: A

Analysis and test verification of model rotor sudden unbalance response

YU Lei¹, MA Huifang¹, GENG Jingyan¹, WANG Weiguo¹,
LIAO Mingfu², WANG Siji²

- (1. Commercial Aircraft Engine Corporation limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China;
2. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to accurately obtain the transient load caused by fan blade out, contact modeling and transient analysis were carried out by explicit dynamic finite element simulation method. Multi-level calibration and verification test were performed, and these test results were compared with the analysis. The comparison results showed that the explicit dynamic finite element simulation method can provide a feasible simulation method for accurately simulating the dynamic characteristics of sudden unbalance process, and a set of model updating methods from parts, components to whole finite element model, from statics to dynamics were formed. According to the physical quantities such as main path load and sudden unbalanced load defined by the test priority, the selection of test parameters for model updating was determined. With the calibration results of the model, the peak radial dynamic load can be accurately obtained by using the dynamic strain measurement data of the bearing cone, and the prediction error of peak dynamic load was within 10% compared with the test observation. This method can be applied to indirect measurement of the impact load, so as to

收稿日期: 2019-06-02

作者简介: 虞磊(1983—),男,高级工程师,博士,主要从事叶轮机械结构强度研究。

引用格式: 虞磊,马会防,耿景艳,等. 模型转子突加不平衡响应分析及试验验证[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2256-2263. YU Lei, MA Huifang, GENG Jingyan, et al. Analysis and test verification of model rotor sudden unbalance response[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2256-2263.

improve the accuracy and simplicity of the measurement.

Key words: turbofan engine; fan blade out; sudden unbalance; explicit dynamics; transient load

在大涵道比涡扇航空发动机中,转子叶片因外物打伤等原因导致叶片局部甚至整个叶片折断飞失,其中风扇叶片飞失是最严重的一种情况。美国联邦航空管理局制定的适航规章 33 部^[1]中 33.94 条款要求发动机结构能够承受叶片飞失载荷,并保证叶片飞失产生的碎片能包容,在不引起失火和安装系统失效的情况下发动机仍能至少运转 15 s,以确保飞行安全。欧洲航空安全局 EASA(European Union Aviation Safety Agency)制定的 CS-25 适航规章^[2]里面的 25.362 条款(engine failure load,发动机失效载荷)要求发动机安装系统、吊架及相邻的飞机支承结构能够承受发动机结构失效导致的动态载荷,使飞机在发动机结构失效后依然能够持续安全运行和降落。

近年来,国外学者在 FBO(fan blade out)瞬态动力学计算分析上做了大量深入的研究^[3-10],为叶片飞失载荷激励下的发动机整机动力响应问题提供了具备工程应用价值的理论和计算方法。显式有限元分析因为可以描绘出发动机各部件的结构细节及材料破坏情况,与隐式分析相比,结果更加直观,在获取风扇叶片飞出后的撞击、碰摩等动力学方面更为准确,适用于瞬态冲击动力学分析。在主流发动机制造商,显式动力学分析已经成为发动机抗鸟撞设计、包容性设计和整机 FBO 分析的主要工具,Husband^[3]、Sinha 等^[6-8]的论文反映了当前主流发动机制造商利用显式动力学方法对风扇叶片飞出事件进行分析的技术水平,其中 Husband^[3]的论文描述了发动机整机显式动力学建模及分析技术,Sinha 等^[6]的论文也展现了 FBO 事件下的发动机整机显式动力学模型,并预测了 80~100 ms 范围内的分析结果。这些论文侧重于完善利用显式动力学方法进行整机 FBO 事件仿真的建模分析技术规范,未从试验角度来论述如何验证这些模型。

国内,针对大涵道比涡扇发动机的 FBO 整机动力学分析和试验工作刚刚起步^[11-16]。洪杰等^[11]提出了基于隐式-显式相结合的积分方法对航空发动机叶片飞失下的叶片-机匣碰摩过程进行数值模拟,并建立了高速柔性悬臂转子系统试验器^[13],对突加不平衡及持续碰摩所产生的附加激励下转子系统振动响应进行了试验测试和分

析。刘璐璐等^[14]利用模拟的整机承力结构进行了叶片飞失下的载荷传递规律试验及分析研究。对于这类风扇叶片飞出整机显式动力学分析模型,因需精确描述较多数目的构件和材料,且定义多构件间复杂接触,所做大部分研究侧重于仿真分析的范围,结果缺乏详细有效的试验验证。

本文通过建立低压模型转子-支承系统的显式动力学模型,进行了突加大不平衡下的响应仿真,同时开展模型转子试验件多层次试验标定和校核,包括支点刚度测试、模态测试、稳态响应试验、突加不平衡响应试验,形成一套构件-组件-整机、从静力学到动力学的模型修正方法,达到利用 LS-DYNA 模型更为准确地预测突加不平衡作用下的整机动态载荷的目的。

1 低压模型转子动力特性分析

1.1 低压模型转子结构

大涵道比涡扇发动机低压转子有风扇增压级转子、低压涡轮转子两部分组成^[17],采用挑担式 0-2-1 三支点(1#、2#、3# 支点)的转子支承结构设计,如图 1 所示。采用结构相似和动力特性相似方法,进行了低压模型转子试验件设计,如图 2 所示,主要由模型风扇增压级转子、模型低压涡轮转子、前承力支座、后承力支座组成。风扇增压级

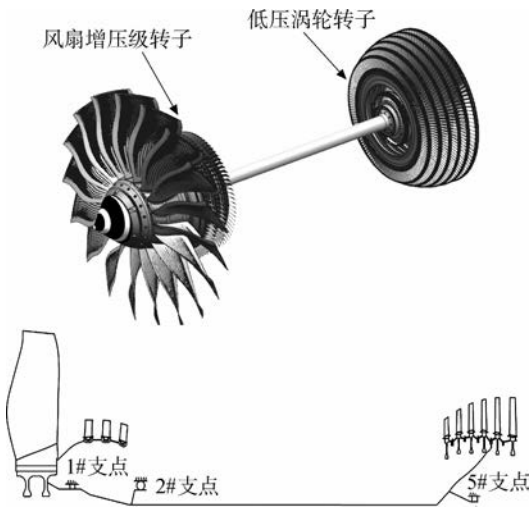


图 1 大涵道比涡扇发动机低压转子结构示意图
Fig. 1 Low pressure rotor structure of large bypass ratio turbofan engine

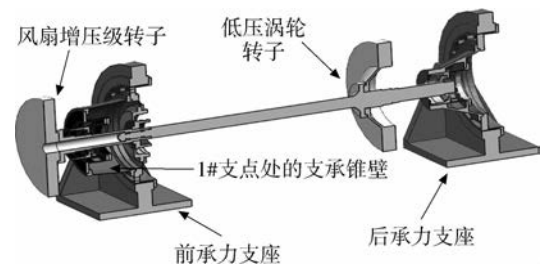


图 2 低压模型转子结构示意图

Fig. 2 Low pressure model rotor structure

转子支承于前承力支座,低压涡轮转子支承于后承力支座。

1.2 低压模型转子显式动力学分析模型

为开展低压模型转子的突加不平衡响应分析,利用图 2 的结构模型,建立了显式动力学分析模型,如图 3 所示,该模型采用 LS_DYNA 8 节点六面体常应变单元^[18]。

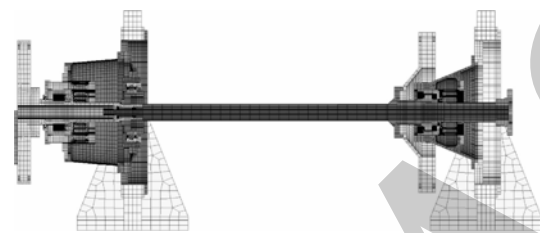


图 3 低压模型转子显式动力学分析模型

Fig. 3 Explicit dynamics analysis model of low pressure model rotor

在叶片飞失显式动力学分析中,叶片飞失后的突加不平衡载荷在不同部件间的传递,都是通过交界面的相互作用完成的。为保证载荷在接触面间的传递,需要正确地定义接触面,低压模型转子显式动力学模型的连接形式主要分为两种,螺栓/套齿连接、轴承连接,见表 1。

表 1 有限元模型连接信息

Table 1 Connect information of finite element model

连接方式	模拟连接方式	典型连接部位显示
螺栓/套齿连接	绑定接触	
轴承	点面接触(用来仿真两移动物体的接触问题)	

1.3 转子自由模态

对转子自由模态进行了分析,分析结果显示转子 1 阶自由模态频率为 46.8 Hz。采用锤击法对转子进行自由模态频率、振型测试,将转子用承重吊带吊起,沿轴向在不同位置同方向上布置 5 个加速度传感器,如图 4 所示,1 阶模态频率为 46.5 Hz,振型如图 5 所示。转子自由模态分析与试验对比表明,1 阶自由模态振型一致,1 阶自由模态频率相差约 0.7%,表明转子建模的准确性。

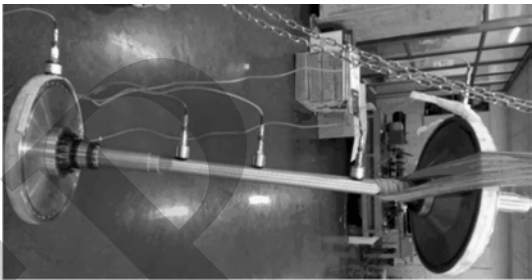
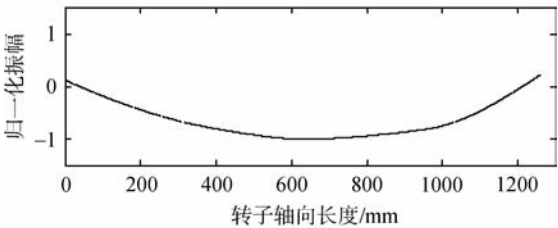


图 4 转子自由模态试验

Fig. 4 Rotor free modal test



(a) 分析振型



(b) 测试振型

图 5 1 阶自由模态振型

Fig. 5 First order free mode vibration shape

1.4 弹性支承刚度

对弹性支承的有限元模型进行刚度验证。如图 6 所示,弹支刚度计算模型中载荷施加于圆环面中心,力的作用点与轴承安装环面进行刚性约束,计算得到的弹性支承刚度为 4.5×10^6 N/m。弹支刚度试验通过悬挂重物的方式施加载荷,测试刚度为 4.7×10^6 N/m,与分析结果相差 4.3%,验证了弹性支承有限元分析模型的正确性。

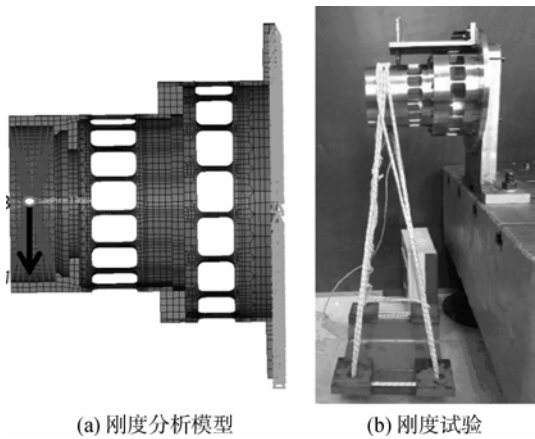


图 6 弹性支承的刚度分析模型与试验图

Fig. 6 Elastic support stiffness analysis model and test diagram

1.5 支座刚度

风扇叶片飞失引起的突加不平衡载荷主要通过 1# 支点传递到前承力支座,因此需要着重关注 1# 支点承力路径的模型可靠性。如图 7 所示,利用前承力支座的有限元模型进行刚度分析,采用在加力皮带处余弦半圈加载的方式,位移提取点与试验位移测量点保持一致,计算得到的刚度为 $6.4 \times 10^7 \text{ N/m}$,其刚度试验得到的值为 $6.3 \times 10^7 \text{ N/m}$,两者相差 1.6%。结合文中第 1.4 节弹性支承刚度对比结果,表明有限元模型中模拟 1# 支点传力方式准确可靠。

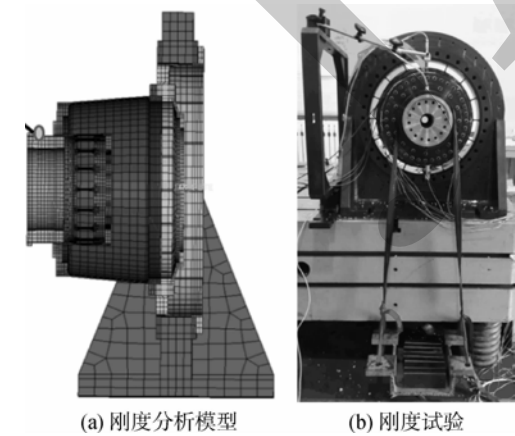


图 7 前承力支座刚度分析模型与试验图

Fig. 7 Front bearing support stiffness analysis model and test diagram

1.6 安装状态下的转子模态

开展转子在安装状态下的转子模态分析与测试。如图 8 所示,采用力锤冲击法进行模态测试,编号 1~12 为转子上的 12 个激振点,在 1 处和

11 处安装加速度传感器,分别在 1~12 处用力锤敲击,记录每个测点的冲击响应和力锤信号,计算频响函数,求得各阶模态对应的频率和振型。

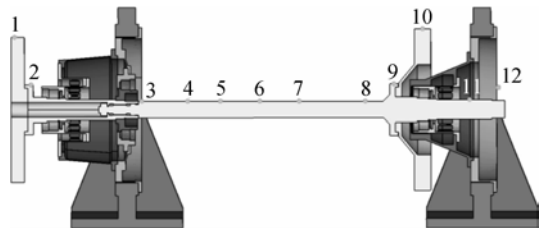


图 8 安装状态下的转子模态试验

Fig. 8 Rotor modal test in installation state

测试结果显示,转子的 1 阶弯曲模态频率为 109.7 Hz,振型如图 9 所示。安装状态下转子第 1 阶弯曲模态频率计算值为 104.7 Hz,与测试结果相比,两者 1 阶弯曲振型一致,该阶频率相差 4.6%,验证了安装条件下模态分析的正确性。

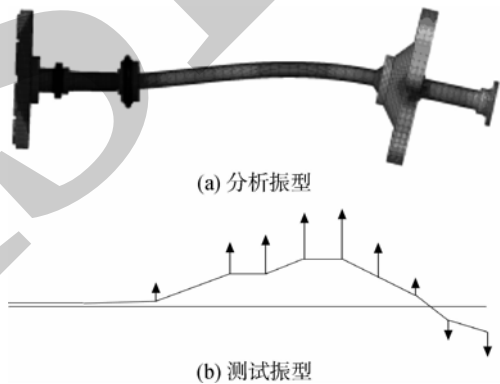


图 9 安装状态下的转子第 1 阶弯曲振型

Fig. 9 First rotor bending vibration shape in installation state

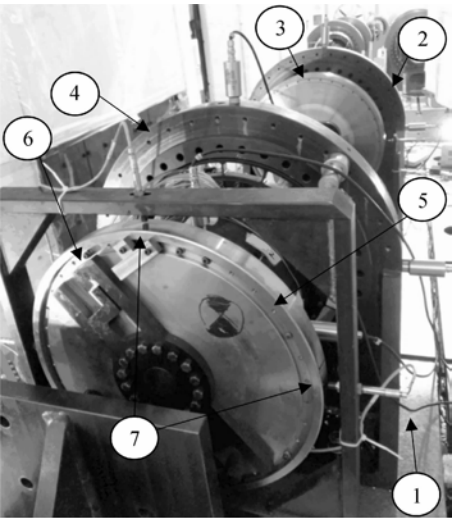
2 突加不平衡响应试验及分析

2.1 试验装置与测试

图 10 为低压模型转子试验装置。试验通过 3 套独立的系统分别采集 3 类测试信号,转速信号、振动信号、支承载荷动应变信号。其中转速信号由位于 2# 支点处测速齿盘处的转速传感器来测量,在风扇盘和涡轮盘上的振动位移信号由电涡流位移传感器来测量。

轴承支承所承受的径向载荷能够直接反映转子突加不平衡动态载荷,由于转子的旋转,转子不平衡作用下的轴承载荷是动态旋转载荷,使得锥壁上各个点的应变/应力状态也是随着转子旋转动态变化,故在 1# 支承锥壁外壁面沿着锥壁母

线方向布置应变片,沿着周向布置 8 处,见图 11 和图 12,其中图 11 应变片粘贴的位置是从风扇端向涡轮端看。



1 试验台; 2 涡轮端支座; 3 模型涡轮盘;
4 风扇端支座; 5 模型风扇盘; 6 质量飞脱装置;
7 风扇盘水平/垂直位移传感器。

图 10 低压模型转子试验装置

Fig. 10 Test device of low pressure model rotor

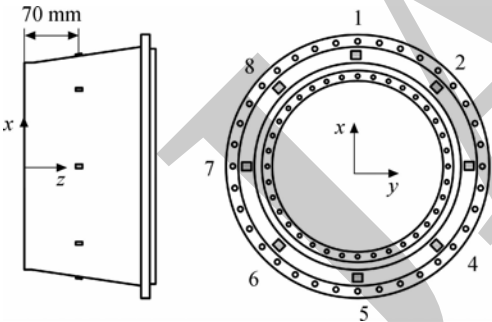


图 11 位于 1# 支点处的支承锥壁应变测点位置

Fig. 11 Location of 1# bearing cone strain measuring points



图 12 位于 1# 支点处的支承锥壁局部应变测点

Fig. 12 1# bearing cone local strain measuring points

2.2 应变和载荷关系的标定

对 1# 支点位置处结构施加一径向力,该径向力对于应变片所在截面的作用,相当于施加了一个弯矩和一个剪切力,由于应变是沿锥壁母线方向布置,应变片测量的是沿着锥壁母线方向上的应变,由材料力学可知,在锥壁材料的线弹性范围内,静力作用下的应变与径向载荷之间是线性关系。故建立锥壁精细有限元模型,利用该模型获取锥壁应变与 1# 支点载荷的关系式,然后通过测量支承锥壁上的应变,利用已建立的应变与载荷的对应关系,来获取支承载荷。

为准确标定应变和载荷之间的关系,单元尺寸控制到与实际应变片敏感栅大小一致,沿锥壁厚度方向网格分 4 层,如图 13 所示。

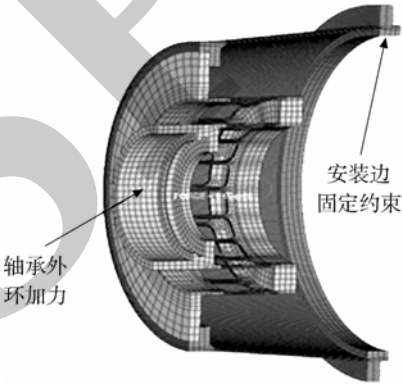


图 13 锥壁精细有限元模型

Fig. 13 Cone fine finit element model

在任意时刻,从 1# 轴承传到锥壁上的径向载荷 F 可分解成垂向 F_x 与 F_y 两个方向分力,用 x 方向上的应变片数值 S_1 、 S_5 反算 F_x ,利用 S_3 、 S_7 反算 F_y ,从而得到力与应变片数值之间的关系如下:

$$\boldsymbol{F} = \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \end{pmatrix} = \frac{A}{2} \times \begin{pmatrix} S_5 - S_1 \\ S_7 - S_3 \end{pmatrix} \times 10^6$$

式中系数 A 是有限元模型标定得到的数值, $A = 372, 10^6$ 为应变转化成微应变单位转换系数。由 F_x 、 F_y 得到径向合力 F 的幅值为 $\text{sqrt}(F_x^2 + F_y^2)$, 同样 F 也能分解成 F'_x 与 F'_y , 用 4 个应变片数值 S_2 、 S_6 、 S_4 与 S_8 去反算合力幅值 $\text{sqrt}(F'^2_x + F'^2_y)$, 将两者平均得到某一时刻 1# 支点径向载荷。

利用图 13 的模型进行振动扫频分析,得到应变响应与激振频率间的放大系数曲线如图 14 所示,利用该系数对应变载荷关系式进行动力学修正。在转速 3500 r/min 时,不平衡载荷的激励频

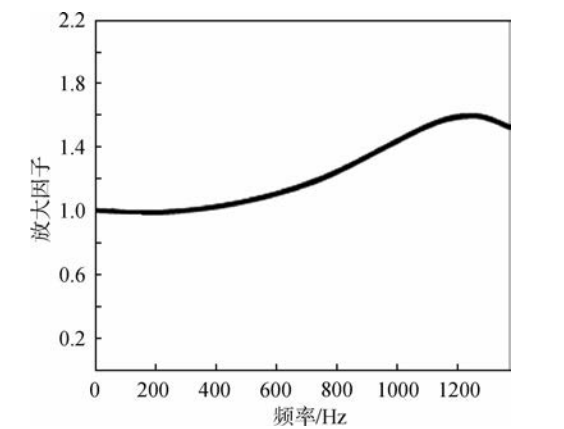


图 14 锥壁动力特性放大因子-频率图

Fig. 14 Cone dynamic characteristic amplification factor-frequency

率为 58 Hz,对应的动力学放大系数为 1.007。

2.3 临界转速测试及分析

临界转速的测试采用升速过临界的方法进行测试,在风扇盘上半径为 200 mm 处添加 2.1 g 的不平衡量,可以获得明显的风扇盘振动位移响应,如图 15 所示,1 阶临界转速在 2 079~2 119 r/min 之间,2 阶临界转速为 2 681 r/min。

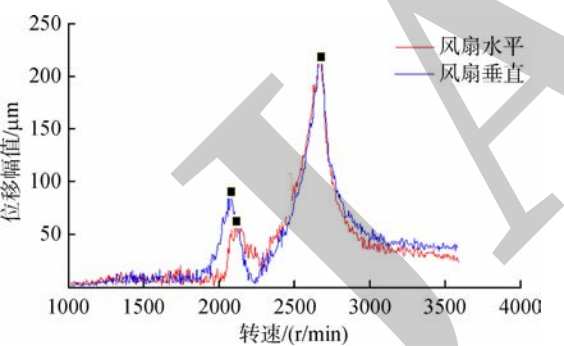


图 15 风扇盘的位移响应随转速变化

Fig. 15 Displacement response of fan disk varies with rotation speed

利用图 3 的有限元模型进行临界转速分析,得到前两阶振型如图 16 所示,前两阶临界转速分别为 2 300 r/min 和 2 850 r/min,和试验获得的临界转速误差分别在 8.5%和 6.3%,验证了模型临界转速分析的准确性。

2.4 突加不平衡响应试验及分析

在飞失装置上预装质量块(图 17)模拟飞失的不平衡量,当转子转速达到目标转速附近时,因旋转质量块离心力大于弹性夹的夹持力,使得质量块飞出,从而实现突加不平衡量施加的目的。试验共开展了 5 组不同转速下的不平衡飞失试

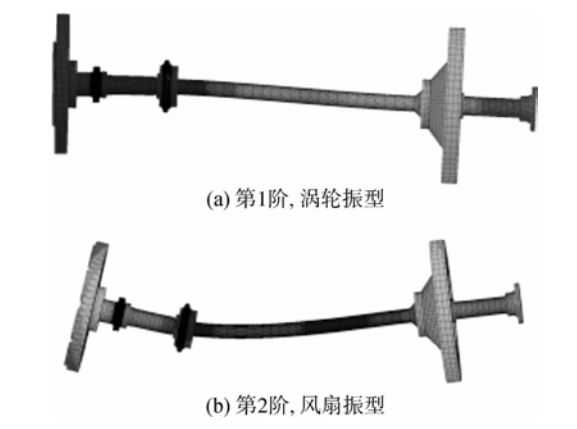


图 16 低压模型转子前两阶临界转速振型

Fig. 16 First two orders critical speed vibration shape of low pressure model rotor

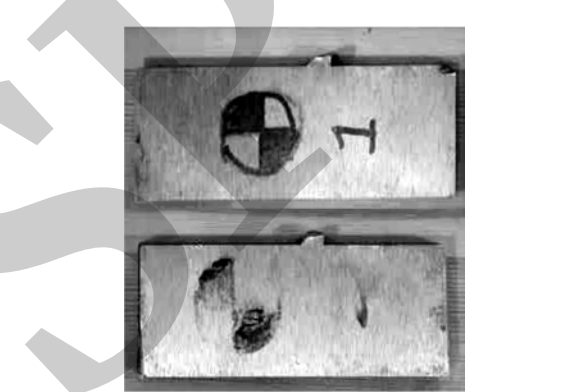


图 17 飞失质量块

Fig. 17 Flying out mass block

验,其飞失时的物理参数汇总见表 2。利用图 3 的低压模型转子显式动力学分析模型,结合表 2 试验飞失时的物理量,开展突加不平衡响应分析。

表 2 突加不平衡试验 5 组飞失物理量

Table 2 Five sets of physical paramenter in sudden unbalance test

次数	飞失块质量 <i>m</i> /g	飞失半径 <i>r</i> /mm	飞失转速 Ω /(r/min)
第 1 次	316	180	3 480
第 2 次	316	180	3 600
第 3 次	316	180	3 120
第 4 次	316	180	3 410
第 5 次	316	180	3 970

以达到最大飞失转速的第 5 次为例,突加不平衡发生时转速为 3 970 r/min,突加质量产生的不平衡力为 $m\Omega^2r=9\,831\text{ N}$,图 18 为该次飞失试验升转和降转过程中转速和风扇盘水平位移响应

曲线。如图 19 所示,将飞失发生时刻的前 0.535 s 记为零时刻,0.550 s 后风扇盘受冲击后的水平位移第 1 次达到响应峰值,随后风扇盘峰值响应逐渐稳定到 1000 μm 。

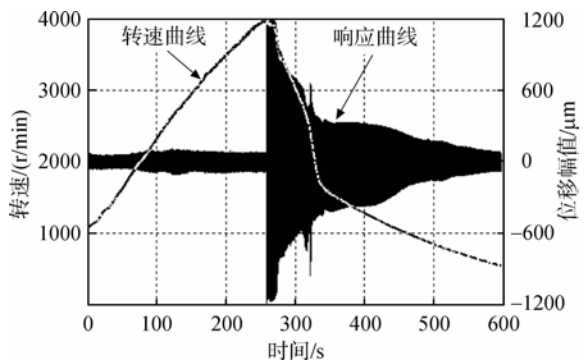


图 18 升降过程中的转速及风扇盘水平位移响应
Fig. 18 Speed and horizontal displacement response of fan disk during speed up and down

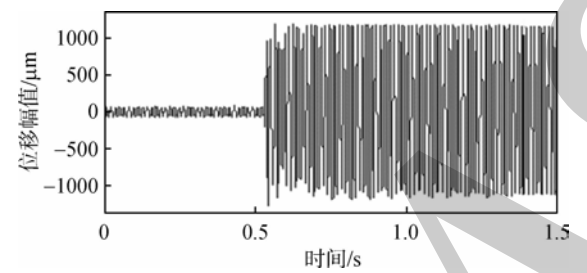


图 19 突加不平衡发生时的风扇盘水平振动位移响应
Fig. 19 Horizontal displacement response of fan disk during sudden unbalance occurred

图 20 为突加不平衡后的风扇盘心运动轨迹,并与仿真进行比较,从图中可以发现,突加不平衡发生前,轴心轨迹在 (0,0) 附近,突加不平衡发生后,轴心轨迹快速过渡到近似半径为 1 mm 的圆形轨迹上,仿真和试验结果均能体现这一过程,且两者有较好的一致性。

利用上文介绍的应变测量方法获取位于 1# 支点处的支承锥壁应变测量值,图 21 为应变位置 1 处的应变响应,应变响应周期与转子旋转频率相吻合,体现了载荷的周期性,最大峰值响应达到 80 $\mu\epsilon$,从显式动力学模型仿真结果的相同位置提取锥壁的应变信息,其峰值、响应周期均与试验结果接近。

结合文中第 2.3 节描述的应变和载荷关系标定结果,利用测量得到的应变片 1~8 位置的应变测量曲线,获取 1# 支点动载荷,其峰值载荷出现在 0.012 s,为 2.85×10^4 N,如图 22 所示。利用显式动力学瞬态分析结果提取 1# 支点动载荷,

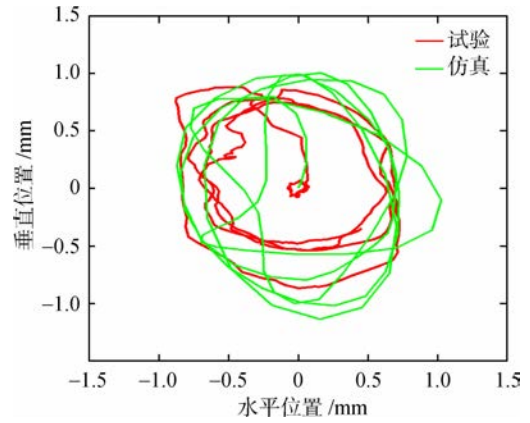


图 20 风扇盘心轨迹仿真与试验对比
Fig. 20 Comparinson between simulation and test of fan disk center trajectory

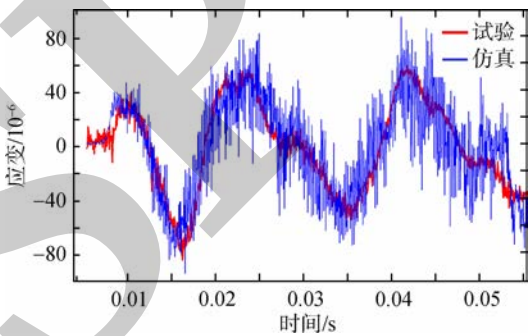


图 21 位于 1# 支点处的支承锥壁应变位置 1 处响应
Fig. 21 Response at strain position 1 in 1# bearing support cone

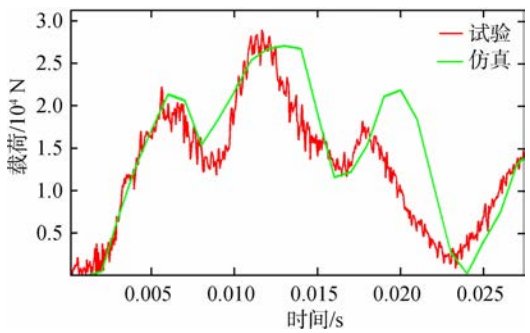


图 22 1# 支点动载荷仿真与试验对比
Fig. 22 Comparinsons between simulation and test of 1# dynamic bearing load

其峰值载荷为 2.65×10^4 N,与试验结果相比误差为 7.0%,峰值出现的时间 0.013 s。

3 结 论

本文开展了低压模型转子试验件显式动力学仿真,进行了风扇端突加不平衡条件下的动态响应试验,研究了动态载荷传递特性的测试方法,并

将测试结果与仿真结果进行对比验证,主要结论如下:

1) 风扇突加不平衡下的整个低压转子-支承系统的动态响应特征研究归属于瞬态大不平衡转子响应问题,文中采用的显式动力学有限元仿真方法,为准确模拟冲击过程中的动态特征提供一种可行的仿真手段。同时,通过模型转子试验件多层次试验标定和校核,包括支点刚度测试、模态测试、稳态响应试验、突加不平衡响应试验,形成了构件-组件-整机、从静力学到动力学的模型修正方法。

2) 确定了根据分析目的来定义突加不平衡响应动力学分析模型的修正位置及测试的优先级。依据响应分析输入输出的重要程度,确定测试优先级原则,主要包括主要传力路径、与不平衡载荷相关的数据(如飞失时低压转速、飞失质量)。根据优先级定义的原则,结合分析和试验测试的难易程度,选取模型修正的测试参数。

3) 验证了通过支承锥壁动应变测量获得支点动载荷的方法,测量原理简单,只需在锥壁上设置高速动应变就能进行测量,无需结构改装,保留被测结构的动态特性,有利于获取真实可靠的径向载荷。

参考文献:

[1] US Department of Transportation Federal Aviation Administration. Federal Aviation Regulation, FAR33: airworthiness standards: aircraft engines [S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 1983: 97-449.

[2] European Aviation Safety Agency. CS-25 Amendment 22: certification specifications and acceptable means of compliance for large aero planes[S]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency, 2018: 78-79.

[3] HUSBAND J B. Developing an efficient FEM structural simulation of a fan blade off test in a turbo-fan jet engine[D]. Saskatoon, Canada: University of Saskatchewan, 2007.

[4] HEIDARI M, CARLSON D L, SINHA S K, et al. An efficient multi-disciplinary simulation of engine fan-blade out event using MD nastran[R]. AIAA-2008-2333, 2008.

[5] DZENAN H. Mechanical loads on a turbofan engine structure at blade-off[D]. Lulea, Sweden: Lulea University of Technology, 2009.

[6] SINHA S K, DORBALAS. Dynamic loads in the fan containment structure of a turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2009, 22(3): 260-269.

[7] SINHA S K, TURNER K E. Dynamic loading on turbofan blades due to bird-strike[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011, 133(12): 1-13.

[8] SINHA S K, CZARNECKI G J, HINRICHSSEN R L. Dy-

namc analysis of damage to aircraft propulsion system impacted by exploding missile[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(5): 1526-1532.

[9] SINHA S K. Rotor dynamic analysis of asymmetric turbofan rotor due to fanblade-loss event with contact-impact rub loads[J]. Journal of Sound and Vibration, 2013, 332(9): 2253-2283.

[10] SENGZOZ K, KAN S, ESKANDARIAN A. Development of a generic gas turbine engine fan blade-out full-fan rig model[R]. Ashburn, US: The George Washington University Federal Highway Administration/National Highway Traffic Safety Administration (FHWA/NHTSA) National Crash Analysis Center, 2015.

[11] 洪杰,郝勇,张博,等. 叶片丢失激励下整机力学行为及其动力特性[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 19-23.

HONG Jie, HAO Yong, ZHANG Bo, et al. Mechanical behaviors and dynamic characteristics of turbofan engine due to fan blade off[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 19-23. (in Chinese)

[12] 马艳红,梁智超,王桂华,等. 航空发动机叶片丢失问题研究综述[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 513-526.

MA Yanhong, LIANG Zhichao, WANG Guihua, et al. Review on the blade loss of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3): 513-526. (in Chinese)

[13] 洪杰,陈成,王永锋,等. 突加不平衡激励下高速柔性转子系统振动特性试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(1): 15-23.

HONG Jie, CHEN Cheng, WANG Yongfeng, et al. Vibration test of high speed flexible rotor due to the sudden-unbalance[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(1): 15-23. (in Chinese)

[14] 刘璐璐,赵振华,陈伟,等. 叶片丢失后发动机整机响应模拟试验与仿真[J]. 航空动力学报, 2018, 33(2): 290-298.

LIU Lulu, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei, et al. Simulated test and numerical simulation of aero-engine whole engine response during blade out event[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(2): 290-298. (in Chinese)

[15] 宣海军,陆晓,洪伟荣,等. 航空发动机机匣包容性研究综述[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1860-1870.

XUAN Haijun, LU Xiao, HONG Weirong, et al. Review of aero-engine case containment research[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1860-1870. (in Chinese)

[16] 柴象海,侯亮,王志强,等. 航空发动机宽弦风扇叶片鸟撞损伤模型标定[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1032-1038.

CHAI Xianghai, HOU Liang, WANG Zhiqiang, et al. Bird strike model calibration for an aero engine wide-chord fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5): 1032-1038. (in Chinese)

[17] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 2 版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2014.

[18] Livemore Software Technology Corporation. LS-DYNA theory manual[EB/OL]. [2019-05-26]. <http://www.lstc.com/download/manuals>.