

风扇叶片飞失下的结构降载机理

虞磊,耿景艳,曹冲,万召,李百洋,王卫国
(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)

摘 要: 利用简化的转子有限元分析模型,从转子临界转速、支点动态载荷响应和转子轴心轨迹等方面进行了有无降载设计的对比分析,研究了风扇叶片飞失下的结构降载机理。结果表明:由于 1# 支点的熔断设计,低压转子支承由 3 个支点变为 2 个支点,风扇振型的临界转速降低,使得风扇转子运行在超临界转速上,轴心轨迹半径减小,从而降低高转速下的载荷响应,同时该机理研究采用的方法可用于熔断结构载荷阈值范围的确定以及其降载效果的评估。

关 键 词: 涡扇发动机; 风扇叶片飞失(FBO); 熔断; 降载结构装置(LRD); 机理

中图分类号: V231.96 **文献标志码:** A

Load reducing mechanism under fan blade out event

YU Lei, GENG Jingyan, CAO Chong, WAN Zhao,
LI Baiyang, WANG Weiguo
(Commercial Aircraft Engine Corporation Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: By using a simplified rotor finite element model, comparative analyses with and without load reduce device (LRD) design were carried out, including the critical speed, dynamic load response and the axis trajectory of the rotor. The mechanism of structural load reduction under fan blade out was studied. Analysis results indicated that due to the fuse design of the 1# bearing, the low-pressure rotor support changed from three bearings to two bearings. As a result, the critical speed of fan mode was reduced, the radius of axis trajectory was decreased, and fan rotor ran at supercritical speed, which reduced load response at high speed. The method adopted in this mechanism study can be used to determine the load threshold range of fused structure and to evaluate its load reduction effect.

Key words: turbofan engine; fan blade out (FBO); fuse; load reduce device(LRD); mechanism

在大涵道比涡扇发动机中,转子叶片因振动疲劳损坏、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。欧洲航空安全局(EASA)制定的 CS-25 适航规章里面的 25.362 条款^[1] 发动机失效载荷(engine failure load,EFL)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,目的是使飞机在发动机结构突然失效后依然能够持续安全运行和降落。该条款对应的符合性验证条款 AMC 25.362 提到,现代民用大涵道涡扇发动机的风扇宽弦叶片直径越来越大、叶片数目越来越少,使得

单个叶片的质量增加,导致风扇叶片飞失造成的动态载荷不断增大,严重影响发动机整机的安全。美国联邦航空管理局制定的适航规章 33 部中 33.94 条款也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^[2],以确保飞行安全。

典型的大涵道比涡扇发动机的 1#、2# 支点径向载荷分别通过 1#、2# 支承锥壁传递到承力机匣,为能保证风扇叶片飞失(FBO)后的发动机结构能承受巨大的不平衡动态冲击载荷而不发生安全性事故,一种方法是加大风扇转子支承部件的尺寸,从而增加支承结构的强度,而加强的支承部件将增加发动机的质量。为最大程度地减少 FBO 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采用另外一种方法,即通过在风扇部件的支承结构上引入降载结构装置(LRD)设计,在巨大不平衡力的作用下使得支承部件的某一部位发生失效,有效地把风扇转子和风扇支承结构相分离,以达到降低作用到支承结构上的动态峰值载荷的目的。

近年来,国内外学者在 FBO 瞬态动力学计算分析技术上做了大量深入的研究^[3-8],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,但未在分析中提及熔断降载设计对 FBO 动态载荷传递的影响。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 FBO 下的瞬态载荷,如文献[9]所提,并申请了大量与其相关的结构设计专利^[10-16]。Heidari 等人通过设置熔断阀值来模拟叶片飞失后结构失效对系统动态载荷的影响^[17],在适航咨询公告 AC 25.362 上提到需要考虑部分叶片飞失时,当低于熔断阈值时整个系统的瞬态载荷响应^[18]。上述这些文献均未提及熔断后的结构降载机理。

本文利用低压转子有限元模型对熔断前后的转子动力特性进行了分析,研究了 LRD 的降载机理,可为 LRD 结构设计载荷阈值的确定提供理论基础。

1 熔断结构及过程

1.1 熔断结构

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。LRD 有多种熔断结构实现形式:典型的有在 1# 支承传力路径上的锥壁进行减薄,如图 1 所示,锥壁减薄处在剪力作用下发生剪切生效;或在 1# 支点传力路径的安装边连接位置采用颈缩螺栓,消除 1# 支承刚度,如图 2 所示,作用在 1# 支点的不平衡力在锥壁和承力机匣连接的安装边处产生弯矩,在安装边一周产生拉/压力,颈缩螺栓受拉失效破坏;同时为了降低 1# 支承结构熔断后的风扇转子短轴的弯矩,在 2# 支点引入熔断结构,释放 2# 支点的角刚度,如图 1 和图 2 所示,在 2# 支点引入若干个销钉连接于内外环,销钉受剪失效,从而释放 2# 的角刚度。本文主要针对 1# 支点支承结构熔断进行降载机理分析。

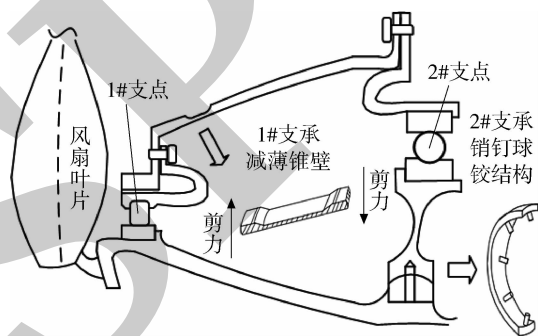


图1 剪切失效模式的锥壁熔断结构形式

Fig. 1 Cone fuse structure with shear failure mode

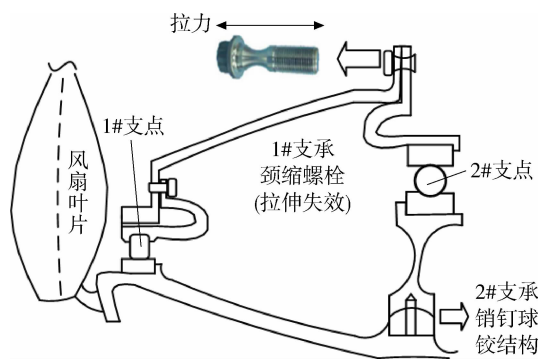


图2 拉伸失效模式的螺栓熔断结构形式

Fig. 2 Bolt fuse structure with tension failure mode

1.2 熔断过程

风扇叶片飞失事件发生在低压转子运行在最大工作转速(红线转速)状态,在巨大的突加不平衡载荷作用下,转子动态响应过程有4个主要事件点,如图3的a、b、c和d点和图4所示。在最高转速单个叶片飞失时,不平衡量最大,若叶片飞失发生在低于最高转速时,需要根据失效载荷阈值的设计来判断在该转速下飞失发生时失效结构

是否发生作用,若失效结构未发生作用,则需要考虑分析该转速下的结构动态载荷响应^[18]。

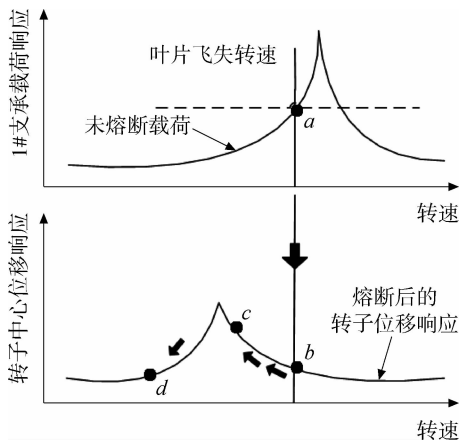


图 3 LRD 熔断前后转子动态响应示意图
Fig. 3 Rotor dynamic response before and after LRD fuse

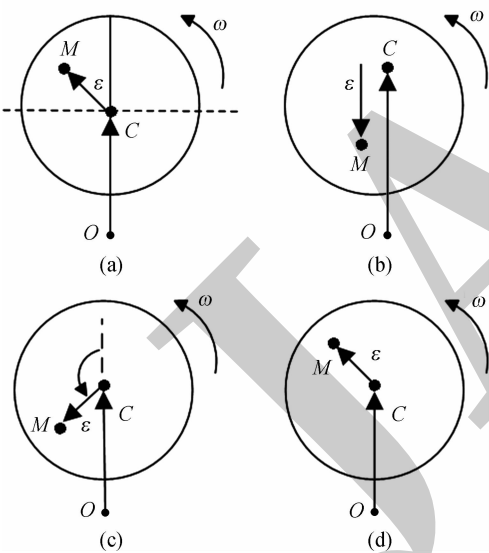


图 4 LRD 熔断前后风扇转子几何中心和质心变化示意图
Fig. 4 Geometric center and centroid change of fan rotor before and after LRD fuse

图 3 的 a 点为叶片飞失后,1# 支承结构尚未熔断时,如图 5 所示,此时在巨大的径向突加不平衡载荷作用下,1# 弹性支承结构与轴承座接触,使得低压转子 1# 支承刚度变大,风扇振型的临界转速 ω_n 从低于运转转速上升到高于运转转速,即 $\omega < \omega_n$,转子几何中心 C 点位于公转旋转中心 O 点和质心 M 之间,如图 4(a) 所示,此时风扇转子重边飞出^[19],如图 6 所示。

图 3 的 b 点为 1# 支承结构发生熔断后,风

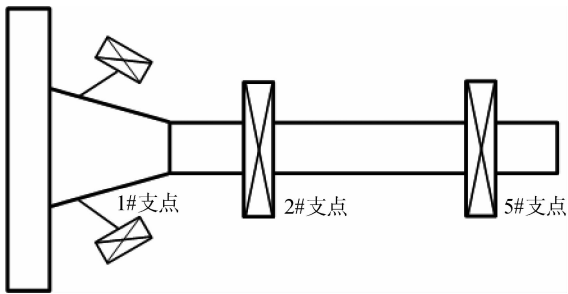


图 5 LRD 未熔断时的低压转子支承形式
Fig. 5 Low pressure rotor bearing support form with LRD unfuse

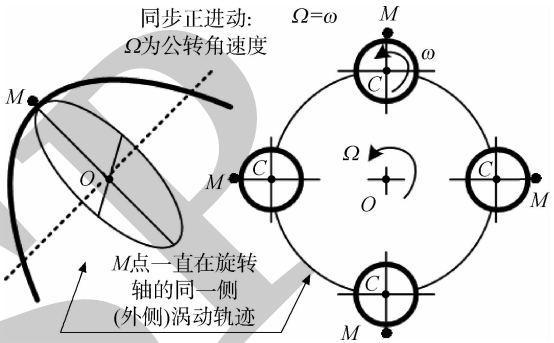


图 6 转子重边飞出示意图
Fig. 6 Rotor heavy side flying out

扇转子与发动机支承结构解耦,1# 支点传力路径消除,低压转子支承方式由 3 个支点变为 2 个支点,如图 7 所示,风扇转子支承变柔,风扇转子不平衡相位发生突变,如图 4(b) 所示。此时转子工作在临界转速之上,质心 M 点位于旋转中心 O 点和转子几何中心 C 点之间,风扇转子轻边飞出^[19]。

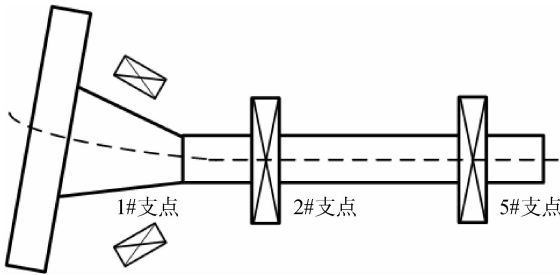


图 7 LRD 熔断后的低压转子支承形式
Fig. 7 Low pressure rotor bearing support form with LRD fuse

在减速过程中,低压转子在低转速下经过风扇转子临界转速时产生共振响应,图 3 的 c 点为降速过程中转子过临界转速之前的响应点。通过风扇转子临界转速之后,低压转子最后进入风车响应状态,见图 3 的 d 点。

2 低压转子系统动力特性分析

针对第 1 节介绍的熔断过程, 本文以大涵道比涡扇发动机低压转子为研究对象, 对其进行了有限元建模, 如图 8 所示, 并开展了动力特性分析, 包括临界转速分析、红线转速下的转子突加不平衡动态响应分析, 以及降速过程中的转子不平衡响应。



图 8 低压转子有限元分析模型
Fig. 8 FEA model of low pressure rotor

2.1 临界转速分析

考虑在大不平衡载荷作用下, 弹支外环和轴承座接触上, 使得弹性支承变为刚性支承, 因此在计算临界转速时, 考虑 1#、2# 为刚性支承。对 1# 支承未熔断和熔断条件下的低压转子风扇振型的临界转速进行了分析:

- 1) 工况 1 正常支承条件, 1# 弹性支承, 2# 刚性支承。
- 2) 工况 2 1# 和 2# 为刚性支承。
- 3) 工况 3 1# 支点 LRD 发生熔断, 1# 支点失去支承刚度, 2# 支点为刚性支承。

表 1 为 3 种支承条件下低压转子风扇振型的临界转速计算结果, 以低压转子红线转速为单位 1, 图 9 为 1# 失去支承刚度下的风扇振型图。

由表 1 可知, 1# 支点上的 LRD 熔断与否对风扇振型的临界转速影响较大, 在 LRD 未发生熔断时, 风扇振型的临界转速为低压转子红线转速 1.12 倍, 1# 支点熔断后, 风扇振型临界转速降低至红线转速的 0.31。

表 1 低压转子风扇振型临界转速分析结果

Table 1 Fan mode critical speed analysis result of low pressure rotor

工况	1	2	3
临界转速	0.6	1.12	0.31



图 9 低压转子风扇振型
Fig. 9 Fan mode of low pressure rotor

2.2 红线转速下的转子突加不平衡响应分析

利用图 8 的有限元模型, 开展了风扇叶片在红线转速下飞失的支点瞬态载荷响应及轴心轨迹分析, 瞬态分析时间历时为 2 s。图 10 为 LRD 结构未熔断下的 3 个支点载荷动态响应(对载荷值进行了归一化处理), 在突加不平衡力作用下, 最靠近风扇叶片飞脱位置的 1# 支点峰值载荷最大, 2# 支点次之, 5# 支点最小。LRD 结构发生熔断后, 1# 支点不再传力, 由图 11 可知, 2# 支点瞬态载荷与 LRD 未发生熔断时的 2# 支点载荷基本相当, 因作用在风扇转子上的突加不平衡力, 通过 1# 和 2# 支点将载荷传递到中介机匣, 1# 支点载荷的消除和 2# 支点载荷的并未增大, 使得作用到中介机匣上的峰值载荷合力相应地减小。

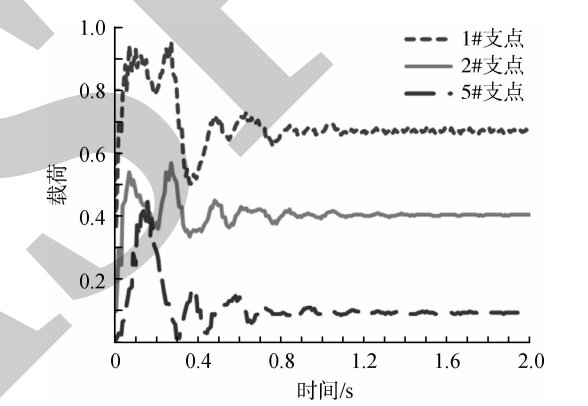


图 10 未发生熔断的支点载荷瞬态响应
Fig. 10 Transient bearing load response with LRD unfuse

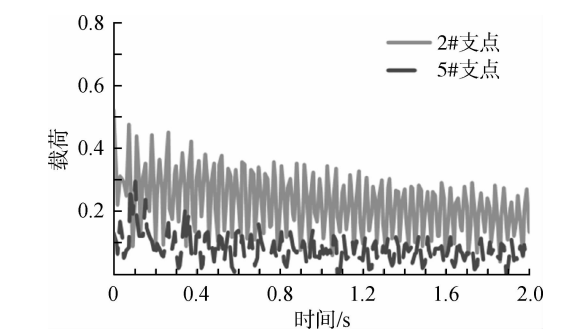


图 11 发生熔断的支点载荷瞬态响应
Fig. 11 Transient bearing load response with LRD fuse

突加不平衡力作用下的风扇转子轴心运动轨迹变化如图 12 和图 13 所示(LRD 结构未熔断和熔断两种工况), 通过轨迹比较, 结合文中第 2.1 节的临界转速分析结果可发现, 因 1# 支点失效, 风扇转子悬臂端距离增大, 使得风扇振型的临界

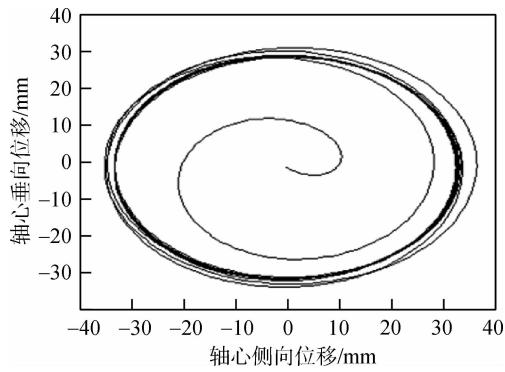


图 12 未发生熔断的风扇转子轴心轨迹

Fig. 12 Fan rotor center orbit with LRD unfuse

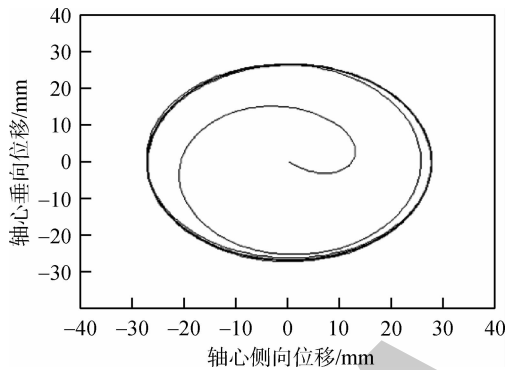


图 13 发生熔断的风扇转子轴心轨迹

Fig. 13 Fan rotor center orbit with LRD fuse

转速降低,FBO 发生时,转子工作转速运行在临界转速之上时转子实现自动定心,故 LRD 结构发生熔断后风扇转子轴心的轨迹半径幅值变小。

2.3 降转过程中的转子不平衡载荷响应

分析了转速下降过程中低压转子 LRD 未熔断和熔断的不平衡载荷响应,在转速下降过程中,因 LRD 发生熔断引起风扇振型临界转速的下移,使得转子在转速下降过程中在低转速区间发生共振响应,因转速此时已降低,其响应峰值与未发生熔断结构时在红线转速时的响应相比已减小,如图 14 所示。

FBO 事件发生后,低压转子在短时间内由红线转速降速进入风车转速,历时约为 2~3 s,属于瞬态响应过程,简化的降速曲线如图 15 所示。

图 16 和图 17 分别为 LRD 结构未发生熔断时的 1# 和 2# 支点载荷的时域响应。图 18 为 LRD 结构发生熔断时,2# 支点动态载荷响应,从该图可以发现,FBO 刚发生时,2# 支点的载荷峰值响应与 LRD 结构未发生熔断时的峰值载荷相当,进一步验证了 LRD 结构发生熔断后,1# 支点

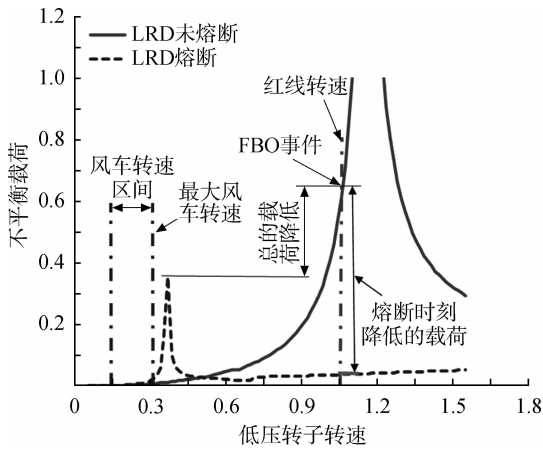


图 14 LRD 未熔断和熔断的风扇转子响应

Fig. 14 Fan rotor response with LRD unfuse and fuse

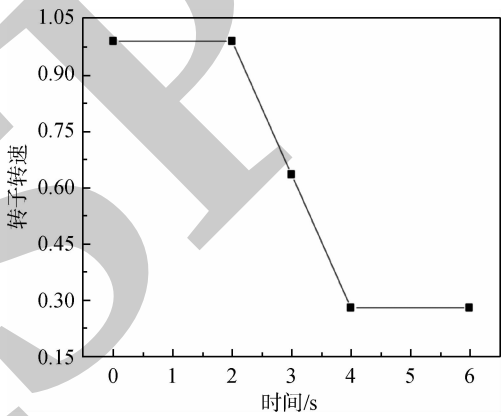


图 15 低压转子转速下降曲线

Fig. 15 Low pressure rotor speed falling curve

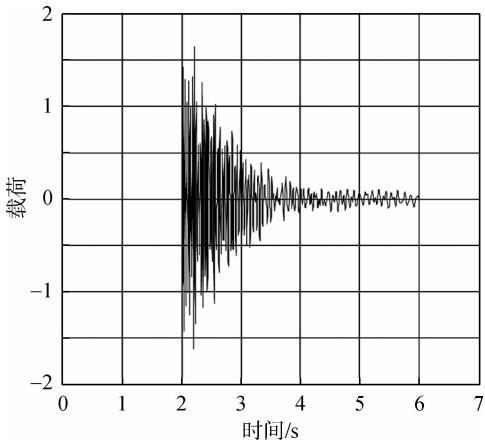


图 16 FBO 载荷作用下 1# 支点载荷响应 (LRD 结构未发生熔断)

Fig. 16 1# bearing load response in the FBO case (LRD unfuse)

传力路径失效,2# 支点峰值载荷未明显增大,使得传递到中介机匣上的载荷峰值响应相比 LRD 结构未熔断时工况更小,达到降低承力框架动态载荷峰值的目的。

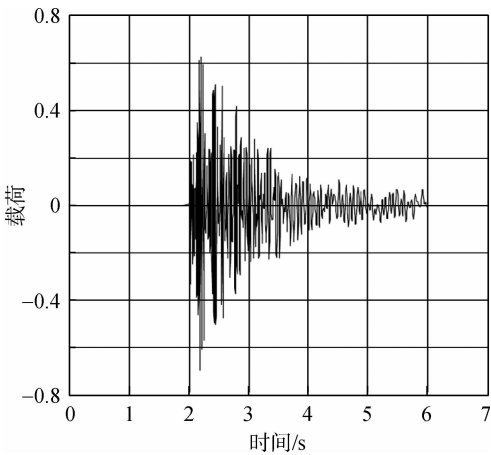


图 17 FBO 载荷作用下 2# 支点载荷响应
(LRD 结构未发生熔断)
Fig. 17 2# bearing load response in the FBO case
(LRD unfuse)

在随后的转子降低转速过程中,由于 LRD 结构熔断后使得风扇转子临界转速降低,转子在低转速过临界转速时有一个峰值响应,如图 18 所示,这也验证了图 3 描述的 LRD 熔断后在低转速会发生共振响应的现象。

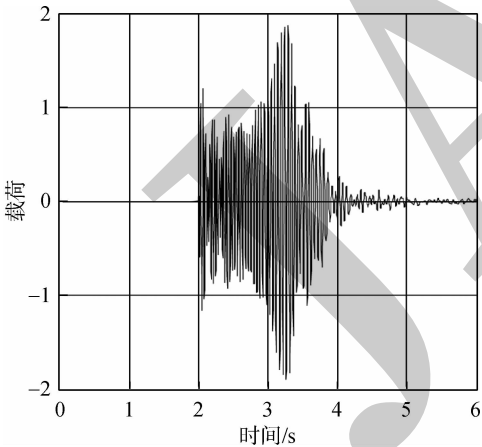


图 18 FBO 载荷作用下 2# 支点载荷响应
(LRD 结构发生熔断)
Fig. 18 2# bearing load responses in the FBO case
(LRD fuse)

3 结 论

针对大涵道比民用涡扇发动机的结构特点,对熔断前后的低压转子临界转速、突加不平衡加载下的支点动态载荷、轴心轨迹、降转过程中的动态响应进行了计算,通过这些计算结果对比对 LRD 的降载机理进行了分析。主要结论如下:

分析表明,在 1# 支承结构上引入薄弱设计,

使得其在风扇叶片飞失产生的巨大不平衡力作用下发生破坏,风扇转子和 1# 支承结构分开,风扇转子悬臂端加长,支承变柔,因而降低了风扇振型临界转速,使得风扇转子运行在超临界上,转子自动定心,降低了风扇转子的轴心轨迹幅值,从而降低了风扇叶片飞失产生的不平衡力作用到发动机承力框架上的瞬态冲击载荷。

低压转子系统动态载荷的分析结果可为熔断载荷阈值的确定、降载效果的评估提供依据。量化的熔断结构的降载效果取决于熔断结构几何尺寸、熔断发生的时间等参数的确定,这些内容需要进一步的分析和试验验证。

参考文献:

[1] European Aviation Safety Agency. Certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes; CS-25 Amendment 22[S]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency, 2018; 78-79.

[2] Department of Transportation Federal Aviation Administration. Airworthiness standards; Part 33 aircraft engines; federal aviation regulation[S]. Washington: Federal Aviation Administration, 1983; 97-449.

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

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

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

[6] 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)

[7] 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)

[8] 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)

[9] DALY M, GUNSTON B. IHS Jane's aero-engines 2013-2014[M]. UK: IHS Global Limited, 2013; 455.

[10] JADCZAK E J,SEINE L M,MAGRET C,et al. Uncoupling system for an aircraft turbojet engine rotary shaft; US8646978B2[P]. 2014-02-11.

[11] WALLACE M. Bearing support; EP2397710A2[P]. 2011-12-21.

[12] PLONA D G. Bearing arrangement for a rotating shaft turbine engine equipped with such an arrangement; US7909514B2 [P]. 2011-03-22.

[13] DOERFLEIN T M,WILTON S A,ALLMON B L. Method and apparatus for supporting rotor assemblies during unbalances; US 6783319B2[P]. 2004-08-31.

[14] KASTL J A. Fan decoupling fuse; US6402469B1 [P]. 2002-06-11.

[15] KASTL J A. Bearing support fuse; US6447248B1 [P]. 2002-09-10.

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

[17] 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.

[18] Department of Transportation Federal Aviation Administration. Federal aviation regulation advisory circulars: AC 25.362-1 engine failure loads [S]. Washington: Federal Aviation Administration,2014:1-8.

[19] 顾家柳. 转子动力学[M]. 北京:国防工业出版社,1985: 24-27.

(编辑:叶 青)