# 突加不平衡下熔断机理研究

侯理臻<sup>1</sup>,廖明夫<sup>1</sup>,黄 巍<sup>2</sup>,王四季<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129; 2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

**摘要:**为了明晰航空发动机在突加不平衡下的锥壁熔断作用,分别针对突加不平衡转速大于或小于临界转速条件下建立了有限元模型并进行分析,总结了锥壁熔断降载机理,完成了稳态分析和瞬态计算,通过理论分析、数值模拟与试验的方式验证了降载机理的正确性。结果表明:锥壁熔断技术能够显著降低转子在突加不平衡作用下的不平衡响应和外传力。锥壁熔断的主要降载机理是通过改变支点刚度从而改变临界转速与飞脱转速的相对位置进行减振,关键参数包括熔断后的支承刚度与响应时间。熔断支承刚度越小,降载效果越好;熔断时间越短,降载效果越好。同时,应合理设计转子支承刚度,使得在发生锥壁熔断后,转子第1、2阶临界转速能够远离风车转速,避免发生共振。

关键词:熔断;降载;突加不平衡;临界转速;航空发动机
 中图分类号:V235.13
 文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.05.007

#### Study of Fuse Mechanism Caused by Sudden unbalance

HOU Li-zhen<sup>1</sup>, LIAO Ming-fu<sup>1</sup>, HUANG Wei<sup>2</sup>, WANG Si-ji<sup>1</sup>

(1.College of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2.AECC Commercial Aircraft Engine CO., LTD, Shanghai 200241, China)

Abstract: In order to study the effect of the cone wall fuse of an aeroengine caused by sudden unbalance. The finite element model of sudden unbalance speed nearby critical speed was established, the load reduction mechanism of cone wall fuse was analyzed, and the steady-state analysis and transient calculation were completed. Through theoretical analysis, numerical simulation and experimental verification, the correctness of load reduction mechanism is verified. The results show that the cone wall fusing technique can significantly reduce the unbalance response and external force of the rotor under sudden unbalance action. The mechanism of the cone wall fuse is that the relative value between the critical speed and the blade off speed was changed because of the decrease of the support stiffness. The response time of the fuse process and the support stiffness after the fuse are key parameters of fuse. The smaller the fuse support stiffness of the rotor should be reasonably designed so that the first and second critical speeds of the rotor can be far away from the speed of the windmill after the cone wall is fused so as to avoid resonance.

Key words: fuse; load reduction; sudden unbalance; critical speed; aeroengine

# 0 引言

风扇叶片飞脱是现代大涵道比涡扇发动机的典型故障,所带来的突加不平衡载荷会对航空发动机造成十分重大的影响<sup>[1]</sup>。根据中国、美国以及欧洲的适航认证要求<sup>[2-3]</sup>,发动机要能够包容损坏件运转至少15 s不着火,并且安装节不失效。并提出:发动机、安装节和轴承座应该设计成能在最大允许稳态转速下经受住叶片飞出并伴有相邻叶片损坏的故障,而无灾

难性的发动机破坏。因此,为保证航空发动机的安全 性和适航性,开展针对大不平衡载荷的安全性结构设 计技术研究十分必要。

Kastl等<sup>[4-5]</sup>设计了转子支承熔断失效结构以应对 突加不平衡载荷,在叶片丢失后,巨大的不平衡载荷 使得锥壁熔断,改变支承形式;Van等<sup>[6-7]</sup>以及Lynn 等<sup>[8-9]</sup>分别独立设计了风扇后轴承球铰配合界面以达 到改变支承形式的目的;郭明明等<sup>[10]</sup>研究了叶片飞脱

收稿日期:2020-09-10 基金项目:国家自然科学基金(51405393)资助 作者简介:侯理臻(1994),男,在读博士研究生,研究方向为航空发动机转子动力学、旋转机械故障诊断;E-mail:lizhenhou@mail.nwpu.edu.cn。

引用格式: 侯理臻, 廖明夫, 黄巍, 等. 突加不平衡下熔断机理研究[J]. 航空发动机, 2021, 47(5): 41-46. HOU Lizhen, LIAO Mingfu, HUANG Wei, et al. Study of fuse mechanism caused by sudden unbalance[J]. Aeroengine, 2021, 47(5): 41-46. 的试验方法,为机匣包容性研究提供思路。

然而,由于设计的降载结构与其工作工况具有显 著的破坏性与不可重复性,很难获得准确重复的试验 数据来验证该机构的有效性,需要针对该结构进行详 尽的机理分析,并通过数值模拟与部分可行的试验数 据探究航空发动机在突加不平衡载荷下的锥壁熔断 降载机理。本文在锥壁熔断的工作条件下,分别探究 了突加不平衡转速在临界转速前后的锥壁熔断降载 机理,并针对模拟转子进行了数值分析与基本试验, 对锥壁熔断的关键参数提取与大涵道比发动机的安 全性设计提供理论借鉴。

### 1 突加不平衡在临界转速之后

如文献[5]所述,在某些发动机中,设计有如图1、 2所示的熔断降载机构。当风扇叶片飞脱后,强大的 离心力使得锥壁处的减薄面断裂,转子支承刚度瞬间 大幅度减小,转子临界转速大幅度降低<sup>[11-13]</sup>。



若飞脱转速在临界转速之后,则转子更加远离临 界转速,并当转子减速时,在 $\lambda_1 = \omega_1$ 处越过临界转 速,而不是在 $\lambda_0 = \omega_0$ 处,如图3所示。



设F为离心力, $\Delta m$ 为不平衡质量, $\varepsilon$ 为偏心距, $\lambda$ 为转速,则有

$$F_0 = \Delta m \varepsilon \lambda_0^2 \tag{1}$$

$$F_1 = \Delta m \varepsilon \lambda_1^2 \tag{2}$$

式中: $F_0$ 和 $F_1$ 分别为熔断前后的离心力; $\lambda_0$ 、 $\lambda_1$ 分别 为熔断前后的转速。

由于 $\lambda_0 > \lambda_1$ ,故 $F_0 > F_1$ ,即在锥壁熔断后,转子 在减速过程中经过临界转速处的离心力将会减小。 对于转子支承载荷有

$$F_{S_0} = C_0 S_0 A_0 \tag{3}$$

$$F_{S_1} = C_1 S_1 A_1 \tag{4}$$

式中: $F_{s_0}$ 和 $F_{s_1}$ 分别为熔断前后支承载荷; $C_0$ 和 $C_1$ 为 系数项; $S_0$ 和 $S_1$ 为熔断前后支承刚度; $A_0$ 和 $A_1$ 为熔断 前后振动位移。

假设临界转速处振动峰值相同,则有

$$C_0 A_0 = C_1 A_1 \tag{5}$$

由于 $S_0 > S_1$ ,则 $F_{s_0} > F_{s_1}$ 。由此可说明,熔断结构可以减小叶片飞脱后的支承载荷。

卡盘夹紧、松开时转子不平衡响应分别如图4、5 所示。图中给出了某模拟转子试验器仅改变1支点 刚度的风扇盘10g·cm不平衡响应试验数据,其中1 支点刚度从3.65×10<sup>6</sup> N/m变为1.76×10<sup>6</sup> N/m。对比图 4、5可见,当1支点刚度变小时,转子在相同不平衡量 下的振动幅值减小。由式(1)~(5)可知,经过临界转 速时的离心力减小,支承载荷减小。



图5 卡盘松开时转子不平衡响应

因此,通过理论分析与试验验证可以得出,当突 加不平衡发生在临界转速之后时,1支点刚度改变使 得转子模态由图4变为图5,熔断机构能够有效起到 降载减振作用。

## 2 突加不平衡在临界转速之前

若飞脱转速在转子临界转速之前(如图6所示), 锥壁熔断,支承刚度改变,临界转速突变,转子状态由 临界转速之前变为临界转速之后<sup>[14-16]</sup>。

临界转速前后转子的形心与质心相对位置变化 如图7所示。在亚临界状态下,不平衡量对振动起促



图7 临界转速前后转子的形心与质心相对位置变化

进作用;在超临界状态下,不平衡量对振动起抑制作 用。因而,支承刚度的突变使得转子的不平衡量在突 变的瞬间对转子的振动从促进作用转变为抑制作用, 从而达到降载减振的目的。

通过分析,考虑上述1支点的支承刚度为锥壁熔断的关键参数,为此建立有限元模型。某型发动机低压转子模拟有限元模型如图8所示。模拟转子系统采用0-2-1的支承方案,整体从左到右划分为21个单元。具体建模参数见表1~3,1支点刚度变化及对应的临界转速值见表4。



图8 某型发动机低压转子模拟有限元模型

					mm		
轴段 编号	轴段 长度	外径	内径	轴段 编号	轴段 长度	外径	内径
1-2	25	146	45	11-12	163.6	50	0
2-3	43	77	45	12-13	163.6	50	0
3-4	20.5	70	45	13-14	163.6	50	0
4-5	14	70	45	14-15	27	185	0
5-6	35.5	68	45	15-16	41	77	0
6-7	135	61	45	16-17	20.5	70	0
7-8	19.5	55	0	17-18	14	70	0
8-9	13.5	55	0	18-19	35.5	64	0
9-10	163.6	50	0	19-20	94	60	0
10-11	163.6	50	0	20-21	95	60	0

	表2	盘参数		Ę	長3	支承参	参数
	盾量/	极转	直径转	支承	X	則度/	阻尼/
盘节点	kg -	动惯量	动惯量	节点	(	N/m)	$(N \cdot s/m)$
	<b>~</b> 8	kg•m <sup>2</sup>		4	4.	77×10 <sup>6</sup>	1000
1 (风扇盘)	) 45	1.05	0.529	8	41	.5×106	100
15				17	4.	$58 \times 10^{6}$	1000
涡轮盘	52.6	1.91	0.975				

对建立的降载模型 进行稳态计算,研究降载 规律,计算分析当模拟转 子发生突加不平衡时,一 支点刚度变化对转子风 扇盘响应和支承外传力 的影响。

对风扇盘施加50、 100、300g·cm不平衡量 下各刚度支承外传力与

表4	1支点刚度变化及对应					
临界转速						
刚度	/ 临界转速/(r/min)					

-	刚度/	临界转速/(r/min)			
	(N/m)	第1阶	第2阶		
-	12.0×10 <sup>6</sup>	2594	4250		
Ļ	6.00×10 <sup>6</sup>	2545	3508		
1	4.47×10 <sup>6</sup>	2520	3344		
	3.00×106	2451	3115		
	2.00×10 <sup>6</sup>	2383	3000		
	1.50×10 <sup>6</sup>	2334	2950		
÷	0.49×10 <sup>6</sup>	2110	2868		

风扇盘响应如图9~11所示。1支点刚度取表4中的 刚度值,计算分析得到的风扇盘和支点外传力的响应 特性。



图 9 50 g·cm 不平衡量下各刚度支承外传力与风扇盘响应



图 11 300 g·cm不平衡量下各刚度支承外传力与风扇盘响应

从图9~11中可见,在选定的转速范围内(图中 用红色虚线标出)发生突加不平衡时,1支点改变刚 度后的刚度取值越小,风扇盘响应越小,支点外传力 降低的程度就越大,降载效果越明显。

通过稳态分析可知,当转子系统发生突加大不平 衡时,1支点锥壁发生熔断可以有效减小作用在中介 机匣的外传力,达到降载目的。

同时,从图9~11中还可见,当1支点刚度取值降低时,转子的第2阶临界转速同时降低并靠近,第1阶临界转速对应的响应与外传力增大,第2阶临界转速 对应的响应与外传力减小,且第2阶减小的幅值大于 第1阶增大的幅值。这对于锥壁失效后支点刚度的 设计也具有重要的指导意义。

对建立的降载模型进行瞬态计算,分析转子系统 在不同的熔断响应时间、不同熔断后支承残余刚度 K<sub>at</sub>条件下风扇盘位移响应特性与支点外传力在整个 突加不平衡和熔断过程中随时间的变化情况。

选取熔断转速4000 r/min,并按照定转速计算。 忽略突加不平衡后挤压油膜阻尼器内外环碰摩作用, 并简化其为线性阻尼。在计算中:

(1)第0~0.1 s为弹支状态,1支点刚度取值为 $K_{s}$ ;

(2)在第0.1 s 突加不平衡,风扇盘不平衡量增 大,挤压油膜阻尼器的内外环发生碰摩,1支点刚度 为K<sub>be</sub>;

(3)从突加不平衡开始时间(即第0.1s)算起,经 过响应时间 $\Delta t_1$ 后,锥壁失效,1支点刚度为 $K_{aro}$ 

其中,1支点为弹支状态时, $K_n$ =4.77×10<sup>6</sup> N/m;1 支点为刚支时, $K_{be}$ =12×10<sup>6</sup> N/m。计算时通过改变1 支点刚度,模拟弹支状态、刚支状态与失效状态。

瞬态计算结果见表5。包括改变突加不平衡量、 改变1支点锥壁熔断后刚度与改变锥壁熔断响应时 间等参数在内的共4组瞬态计算内容。其中,第1组 瞬态计算目的在于验证锥壁熔断的降载减振效果;第 2组与第3组计算的目的在于分析锥壁熔断响应时间 对降载减振效果的影响;第3组与第4组瞬态计算的

组别	突加不平衡 量/(g·cm)	突加不平衡 转速/ (r/min)	1 支点锥壁 熔断后刚度/ (N/m)	锥壁熔断响应 时间/ms
1	3000	4000	$1.50 \times 10^{6}$	2000
2	3000	4000	$1.50 \times 10^{6}$	10
3	3000	4000	$0.10 \times 10^{6}$	10

目的在于分析1支点锥壁熔断后刚度大小对降载减 振效果的影响。

第1、2组瞬态响应对比如图12所示。从图中可见,锥壁熔断响应时间越短,降载减振效果越明显。



图 12 第1、2组瞬态响应对比

第2、3组瞬态响应对比如图13所示。从图中可见,锥壁熔断后的刚度越低,降载减振效果越明显。



通过分析与稳态瞬态计算可见,当突加不平衡发 生在临界转速之前时,锥壁熔断能够起到明显的减振 降载效果,且该结构工作的关键参数为锥壁熔断前后 刚度变化与熔断时间变化。

## 3 结论

(1)通过分析计算与试验可知,锥壁熔断技术能够显著降低转子在突加不平衡作用下的不平衡响应和外传力;

(2)通过分析计算确定了锥壁熔断的关键参数为 响应时间与熔断后刚度;

(3)应合理设计转子支承刚度,使得在发生锥壁 熔断后,转子第1、2阶临界转速能够远离风车转速, 避免发生共振。

#### 参考文献:

- WANG Cun, ZHANG Dayi, MA Yanhong, et al. Dynamic behavior of aeroengine rotor with fusing design suffering blade off[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(3):918–931.
- [2] Federal Aviation Regulations. Airworthiness standards: aircraftengines:
   14 CFR Part33[S]. Washington: Federal Aviation Administration,
   1993:81-99.
- [3] European Aviation Safety Agency. Certification specifications for engines: CS-E[S].Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency, 2009:140-141.
- [4] Kastl J A, Vondrell R M, Glynn C C. Fan decoupling fuse: US, 6402469[P]. 2002-06-11.
- [5] Kastl J A, Vondrell R M. Bearing support fuse: US, 6447248[P]. 2002-09-10.
- [6] Van Duyn K G. Turbine engine bearing: US, 6331078[P]. 2001-12-18.
- [7] Van Duyn K G. Gas turbine engine bearing support: EU, 1596038[P]. 2005-11-16.
- [8] Doerflein T M, Wilton S A, Lynn A B. Method and apparatus for supporting rotor assemblies during unbalance: US, 6783319[P]. 2004– 08–31.
- [9] Lynn A B, Charles G C, Lee F K, et al. Bearing assembly for a gas turbine engine: EU, 1191191[P]. 2002–03–27.
- [10] 郭明明,吕登洲,洪伟荣,等. 航空发动机机匣包容试验叶片飞脱 方法[J]. 航空发动机, 2016, 42(2):73-76.
  GUO Mingming, LYU Dengzhou, HONG Weirong, et al. Blade out methods of aeroengine case containment test [J]. Aeroengine, 2016, 42(2): 73-76. (in Chinese)
- [11] 侯理臻,廖明夫,王四季,等.突加不平衡下转子系统的主动降载 实验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6):1225-1236.

HOU Lizhen, LIAO Mingfu, WANG Siji, et al. Active load reduction experiment of rotor system under sudden unbalance[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6):1225–1236. (in Chinese)

[12] 熊雨浓.叶片飞脱下转子动力学响应研究[D]. 西安:西北工业大学,2018.

XIONG Yunong. Study of rotor dynamics under blade-off status[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)

[13] 王珏.转子突加不平衡冲击响应的实验研究[D].西安:西北工业 大学,2018.

WANG Jue. Experimental study of the sudden unbalance impact response of rotor system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)

[14] 贾润田.转子突加不平衡响应特性研究[D].西安:西北工业大学, 2017.

JIA Runtian. Response characteristics of rotor with accidental dynam-

ic unbalance[D]. Xi' an: Northwestern Polytechnical University, 2017. (in Chinese)

[15] 廖明夫. 航空发动机转子动力学[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2015:15-16.

LIAO Mingfu. Rotor dynamics of aeroening[M].Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2015:15-16. (in Chinese)

- [16] 侯理臻,廖明夫,王卫国,等.叶片飞脱下转子动力学响应实验[J]. 航空动力学报,2019,34(5):1010-1019.
  - HOU Lizhen, LIAO Mingfu, WANG Weiguo, et al. Experiment of rotor dynamics under fan blade off[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(5):1010-1019. (in Chinese)

(编辑:程 海)