

突加不平衡作用下载子系统的主动降载实验

侯理臻¹, 廖明夫¹, 王四季¹, 黄巍², 赵璐¹, 杨淋智¹, 王丹¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;

2. 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: 为了实现突加不平衡作用下的转子安全性设计, 分析了突加不平衡作用下的锥壁降载结构机理, 设计了支承刚度可控的主动降载实验系统并进行了实验验证。结果表明: 锥壁熔断降载的本质是减小转子支承刚度, 从而降低临界转速并在减速停车时降低转子支承载荷与相应振幅。设计的主动降载机构利用可控支承, 自适应地改变支承刚度, 有效的模拟锥壁熔断降载作用, 并能够低成本、重复性的实验验证熔断降载机理, 为突加不平衡的安全性设计提供实验条件与数据支撑。

关 键 词: 突加不平衡; 主动降载; 安全性设计; 实验验证; 变刚度; 振动控制

中图分类号: V235.13

文献标志码: A

Active load reduction experiment of rotor system under sudden unbalance

HOU Lizhen¹, LIAO Mingfu¹, WANG Siji¹,

HUANG Wei², ZHAO Lu¹, YANG Linzhi¹, WANG Dan¹

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: In order to finish the safety design of rotor system under sudden unbalance, the principle of load reduction by cone wall fused under sudden load was analyzed, the active load reduction experimental system with changing stiffness support was designed and experimental verification was finished. Research shows that the essence of cone wall fuse capable of reducing load is to reduce the stiffness of rotor support, accordingly, reduce the critical speed, the supporting load and amplitude in the deceleration process. The active load reduction structure change the support stiffness adaptively using changing stiffness, and can simulate the load reduction of cone wall fuse completely. Furthermore, it can verify the principle of load reduction by low-cost and highly repetitive experiment, and provide experimental conditions and data support for safety design of sudden unbalance.

Key words: sudden unbalance; active load reduction; safety design; experimental verification; changing stiffness; vibration control

收稿日期: 2018-10-26

作者简介: 侯理臻(1994—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机转子动力学、旋转机械故障诊断研究。

E-mail: lizhenhou@mail.nwpu.edu.cn

引用格式: 侯理臻, 廖明夫, 王四季, 等. 突加不平衡作用下载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.

作为现代大涵道比涡扇发动机的典型故障, 风扇叶片飞脱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^[1]。

根据适航安全性要求, 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^[2]。美国联邦航空管理局^[3]、欧洲航空安全局^[4]也有类似要求。GJB/Z 101-97 明确要求, 在最大允许稳态转速下发生叶片飞出时, 发动机不得出现下述情况: 非包容着火; 转子、轴承、轴承座或安装节的灾难性损坏; 超转状态; 导管内易燃的液体泄漏; 或者使发动机丧失停车能力。GJB/Z 101-97 附录中提出了: 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。

目前国外对突加不平衡作用的降载设计方案主要是转子支承熔断失效结构^[5-7]。在叶片丢失后, 巨大的不平衡载荷使得锥壁熔断, 并同时释放风扇后轴承球铰配合界面^[8-10]。然而, 在飞脱量不大时, 该降载机构难以工作; 当飞脱量较大时, 降载机构将发生不可逆破坏, 无法重复实验, 成本巨大, 难以用该机构进行降载设计验证和瞬态响应机理研究。

近年来, 国内对突加不平衡安全性设计也开始了研究。贾润田^[11]进行了锥壁熔断原理分析, 并提出了改变 1 号支点刚度从而实现降载的思路。熊雨浓^[12]针对单盘转子突加不平衡进行了瞬态计算, 说明了超临界状态下转子对突加不平衡载荷更加敏感。王珏等^[13]进行了转子突加不平衡冲击响应实验研究, 并测试了突加不平衡作用下的锥壁外传载荷。彭刚等^[14]进行了仿真分析计算, 证明了改变支承刚度可以有效减小振动响应与峰值载荷。然而, 以上工作仅进行了仿真计算以及转子突加不平衡实验研究, 缺乏针对熔断降载机理的实验设计、验证以及数据分析。

鉴于国内在突加不平衡作用下的振动控制研究尚不充分, 实验研究薄弱^[15], 本文设计了突加不平衡作用下转子系统的主动降载机构, 利用可控支承, 自适应地改变支承刚度, 显著地改变转子系统的临界转速, 从而降低叶片飞脱下转子系统的冲击载荷, 为突加不平衡时转子系统的安全性设计提供实验支撑。

1 锥壁熔断降载机理

如文献[7]所述, 在某些发动机中, 设计有如图 1 和图 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位置的熔断减薄面断裂, 转子支承刚度瞬间大幅度减小, 转子临界转速大幅度降低。若飞脱转速在临界转速之前, 则熔断后的临界转速大幅度降低至飞脱转速之前, 通过超临界定心作用^[16]进行降载。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(图中 ω_0 为降载前临界

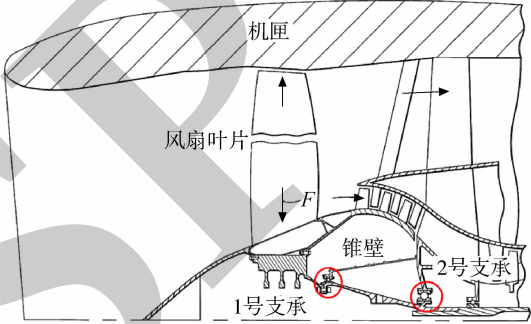


图 1 某型发动机低压压气机支承机构
Fig. 1 Low pressure compressor supporting structure of some engine

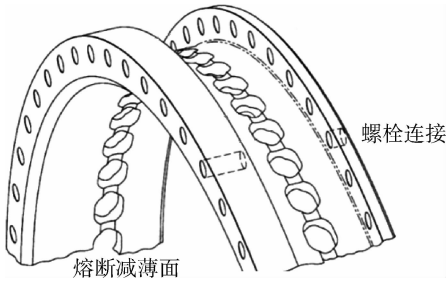


图 2 锥壁熔断机构局部图
Fig. 2 Part of cone wall fuse structure

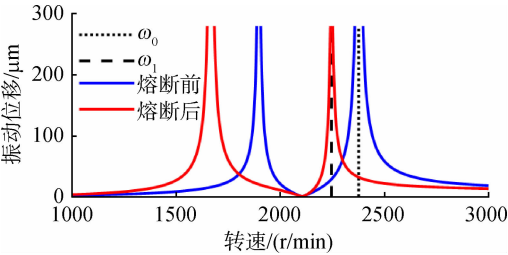


图 3 锥壁熔断前后转子不平衡响应
Fig. 3 Rotor unbalance response before and after cone wall the fuse

转速, ω_1 为降载后临界转速)。设 F 为离心力, Δm 为不平衡质量, ϵ 为偏心距, λ 为转速, 则有

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

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

式中 F_0 、 F_1 分别为熔断前后的离心力。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} 、 F_{S_1} 分别为熔断前后支承载荷; C_0 、 C_1 为系数项; S_0 、 S_1 为熔断前后支承刚度; A_0 、 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。

2 模拟转子实验器设计

为了进一步揭示熔断结构的降载机理及参数影响规律, 为设计提供指导, 需开展充分的实验研究。但若采用真实的熔断结构进行实验, 实验难以重复, 参数不易控制, 且耗资耗时。

为此, 本文设计支承刚度可控的叶片飞脱实验系统, 可为系统充分研究叶片飞脱时转子系统的瞬态响应、熔断结构的降载机理和 design 方法提供有效的实验条件。

2.1 转子实验器总体设计

模拟转子的设计参考图 4 所示的某型验证机发动机结构, 采用 0-2-1 的支承方案, 通过柔性联轴器用高速电动机驱动, 利用变频器无极变速, 如图 5 所示。转子实验器配有突加不平衡加载装置^[17]与主动降载机构, 其中, 主动降载机构由变刚度弹支与气动卡盘构成。当转速升高到飞脱转速, 在离心力的作用下, 加载装置释放模拟叶片, 实现突加不平衡, 随后进行主动降载实验, 减小 1 支点刚度, 降低转子临界转速, 从而减小转子系统的冲击载荷与振动。

2.2 转子支承设计

参考某型验证机中的支承结构, 将 1 支点和 2 支点布置在风扇轴上, 并使用同一承力框架连接到支座上, 如图 6 所示。其中 1 支点采用内径为 70 mm 的圆柱滚子轴承, 安装在靠近风扇模拟盘的位置, 通过变刚度弹支连接在支座 1 上, 2 支点采用内径为 120 mm 的滚珠轴承, 通过内轴承



图 4 某型验证机发动机低压结构

Fig. 4 Low pressure structure of some core engine

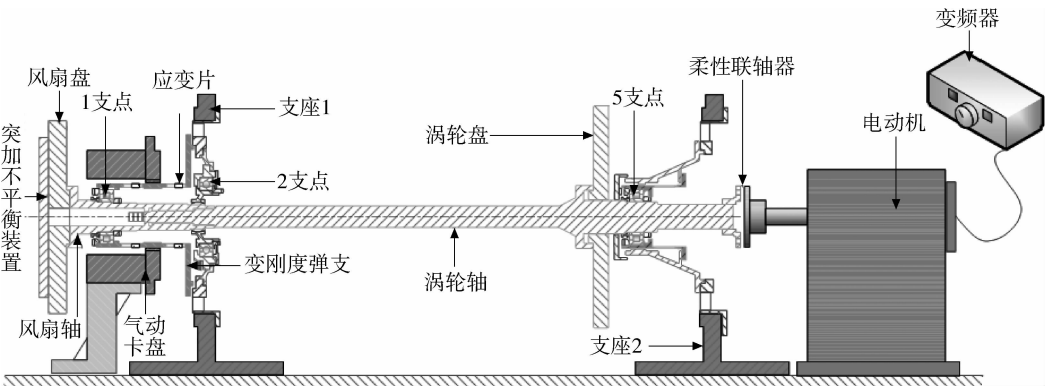


图 5 模拟转子总体设计

Fig. 5 Design of simulate rotor

座安装在风扇轴和涡轮轴连接处,通过外轴承座连接在支座1上。

5 支点采用与 1 支点相同的内径为 70 mm 的圆柱滚子轴承,通过鼠笼式弹性支承连接锥壁,并与支座 2 连接,如图 7 所示。

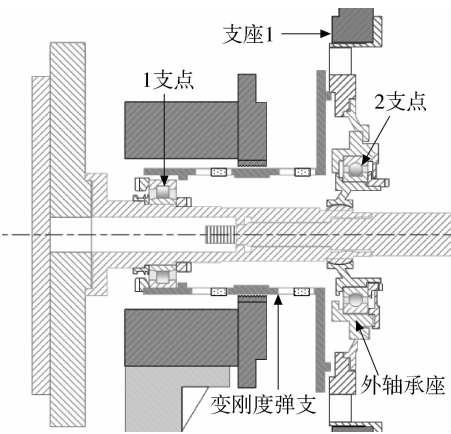


图 6 1 号和 2 号支承
Fig. 6 The first and second support

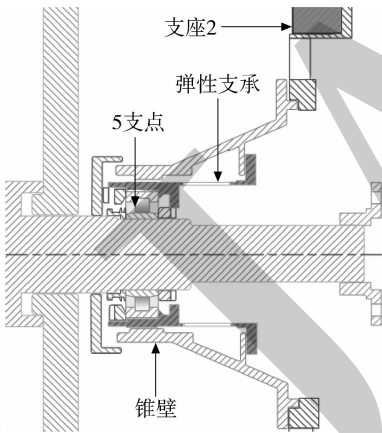


图 7 5 号支承
Fig. 7 The fifth support

2.3 突加不平衡装置设计

如文献[17]所述,突加不平衡加载装置主要由弹性夹具与模拟叶片构成。当转子静止时,如图 8 所示,图中 k 为弹簧刚度, m 为叶片质量,弹性夹具与叶片有 Δl 的啮合宽度,称其为榫头宽度。当转子旋转时,如图 9 所示,随着转速升高,离心力增大,弹性夹具变形,当变形量达到 Δl 时,叶片飞脱,实现突加不平衡。通过设计榫头宽度与弹性夹具刚度可以有效地控制叶片飞脱时转速。

经过设计,得到的弹性夹具如图 10 所示,该夹具与风扇盘通过 16 个高强度螺栓连接,并且有

圆柱面定位,保证与风扇盘之间的同轴度。榫头宽度为 2.6 mm,设计飞脱转速为 2300 r/min。在飞脱前,夹具两段同时装有叶片,随着转速升高,在离心力作用下,由于飞脱侧挡块与夹具存在空隙,因而夹具飞脱端可以发生变形,当达到飞脱转速时,飞脱叶片飞脱。而夹具配重端由于配重侧挡块限制无法变形,配重叶片无法飞脱,从而实现设计转速下的突加不平衡。

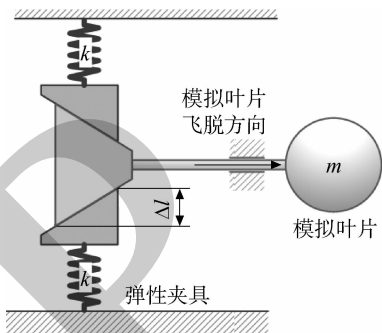


图 8 静止时位置
Fig. 8 Position of static

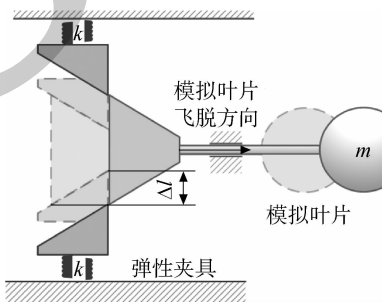


图 9 飞脱时的位置
Fig. 9 Position before fan blade off

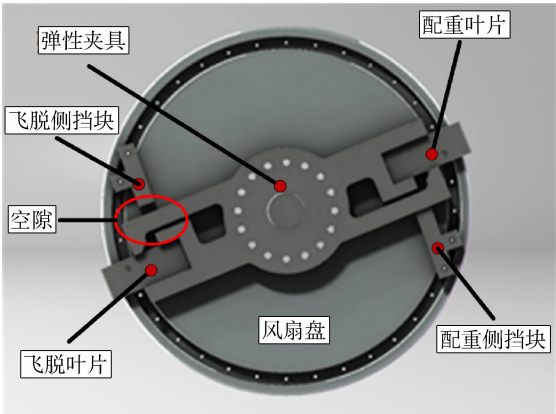


图 10 飞脱夹具
Fig. 10 Fan blade off structure

2.4 主动降载机构设计

图 11 为主动降载机构,主要由变刚度弹支与气动卡盘组成。变刚度鼠笼弹支由两段笼条串联组成,靠近一号支点所在位置为外端笼条,另一段为内端笼条。通过卡盘盘爪将弹支夹紧或松开来改变弹支笼条的有效长度,从而实现刚度的改变。当转子正常运转时,卡盘盘爪处于夹紧状态,变刚度弹支处于外端笼条工作状态。当突加不平衡发生时,控制气动卡盘松开盘爪,变刚度弹支全笼条工作,支承刚度降低,转子临界转速降低,从而代替锥壁熔断,完成具有可重复性并且可控的突加不平衡作用下变刚度降载实验。

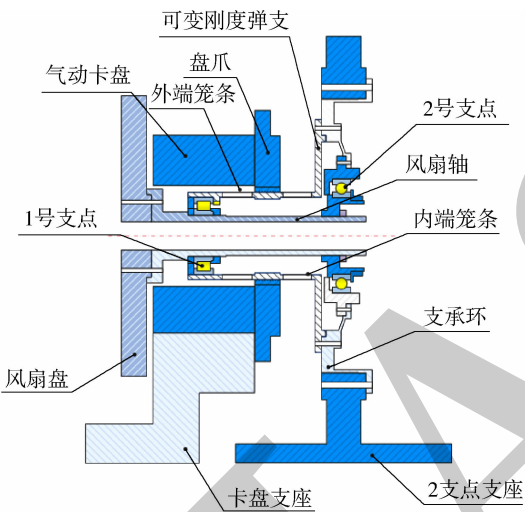


图 11 主动降载机构

Fig. 11 Active load reduction structure

实验中,采用光电传感器(B&K P-84)测量转子转速,振动位移传感器(B&K IN-085)测量转子振动位移^[18]。在变刚度弹支两段笼条上粘贴有应变片,用于测量弹支应变信号。应变片粘贴在弹支笼条上,如图 12 所示,共粘贴 8 个应变

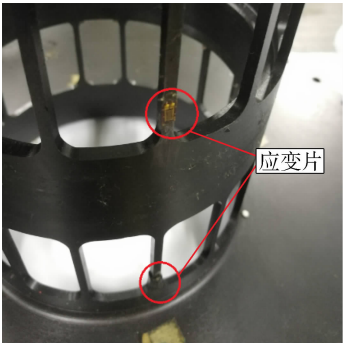


图 12 应变片位置

Fig. 12 Position of strain gage

片,采用半桥法连接,共 4 个通道,实验中可以直接测量到应变的电压信号,通过静态标定得到电压信号与力的转换关系从而可以得到动载荷值。用自行研制的发动机振动状态监测与故障诊断系统,进行信号的监视、采集、记录和分析。

3 降载实验验证

模拟转子实验器经过设计、加工、装配、标定、对中、动平衡等调试工作,进行突加不平衡变刚度实验,以验证实验系统的可行性与重复性,为系统充分地研究叶片飞脱时转子系统的瞬态响应、熔断结构的降载机理和设计方法奠定基础。

3.1 转子模态计算

根据转子系统结构特征对该转子进行了有限单元划分,沿实验器轴向从左向右总共分为 28 个节点单元。节点 1 与节点 21 分别代表模拟风扇盘和模拟涡轮盘,节点 4、节点 11、节点 23 分别模拟 1 号支点、2 号支点和 5 号支点。具体建模参数如表 1、表 2 及表 3 所示。

表 1 轴段参数
Table 1 Parameters of shaft

轴段 编号	轴段单元参数		
	轴段长度/mm	外径/mm	内径/mm
1-2	47.0	150	45
2-3	60.0	77	45
3-4	15.5	70	45
4-5	44.5	70	45
5-6	125.0	62	45
6-7	5.5	62	0
7-8	12.0	62	0
8-9	12.0	62	0
9-10	12.5	62	0
10-11	14.0	81	0
11-12	13.5	81	0
12-13	15.0	55	0
13-14	5.0	55	0
14-15	5.0	55	0
15-16	149.3	50	0
16-17	149.3	50	0
17-18	149.3	50	0
18-19	149.3	50	0
19-20	122.8	50	0

续表

轴段 编号	轴段单元参数		
	轴段长度/mm	外径/mm	内径/mm
20-21	47.0	77	0
21-22	82.5	77	0
22-23	15.5	70	0
23-24	19.0	70	0
24-25	120.0	60	0
25-26	78.0	60	0
26-27	35.0	80	0
27-28	15.0	140	70

表 2 盘参数

Table 2 Parameters of disk

盘节点	盘单元参数		
	质量/kg	极转动惯量/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	直径转动惯量/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)
1	46.880	1.120	0.567
21	54.941	1.594	0.804

表 3 支承参数

Table 3 Parameters of supporting

支承 节点	支承单元参数	
	夹紧刚度/(kN/m)	松开刚度/(kN/m)
4	3650	1760
11	4050	4040
23	2800	2800

通过有限元程序编程计算,转子实验器卡盘夹紧状态下一阶、二阶临界转速分别为 1900 r/min 与 2378 r/min,卡盘松开状态下一阶、二阶临界转速分别为 1668 r/min 与 2245 r/min。得到转子实验器的振型图如图 13、图 14 所示,可以看出,一阶振型均为俯仰振型,二阶振型均为弯曲振型。

3.2 突加不平衡后变刚度降载实验

为了进一步验证设计的主动降载实验系统的可行性与有效性,获取转子实验器在突加不平衡与变刚度降载瞬间的实验数据,为研究叶片飞脱时转子系统的瞬态响应、熔断结构的降载机理和设计方法提供有效的数据支撑,本文进行了突加不平衡作用下的变刚度降载实验,以下简称为飞脱变刚度实验。

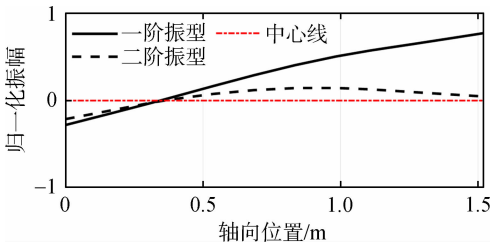


图 13 变刚度前转子振型

Fig. 13 Mode of rotor before changing stiffness

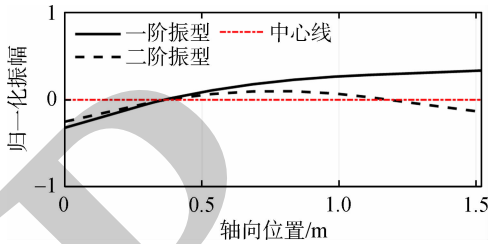


图 14 变刚度后转子振型

Fig. 14 Mode of rotor after changing stiffness

实验内容如表 4 所示,共进行三次飞脱变刚度实验,先进行两次风扇盘 40 g · cm 突加不平衡量的变刚度机理实验,再进行风扇盘 1160 g · cm 大突加不平衡量实验,验证主动控制降载机构的有效性和可行性。

应变测试通道信息如表 5 所示。

表 4 实验内容

Table 4 Experimental data

实验 次数	突加不平衡量/ ($\text{g} \cdot \text{cm}$)	飞脱转速/ (r/min)
1	40	2312
2	40	2200
3	1160	2400

表 5 应变通道信息

Table 5 Channel information of strain

通道序号	通道信息
CH1	弹支外笼条左右
CH2	弹支内笼条左右
CH3	弹支内笼条上下
CH4	弹支外笼条上下

图 15 是第一次飞脱变刚度瞬间应变实验数据时域波形图。

由图 15 可以看出,在转子增速 109.1 s 时叶

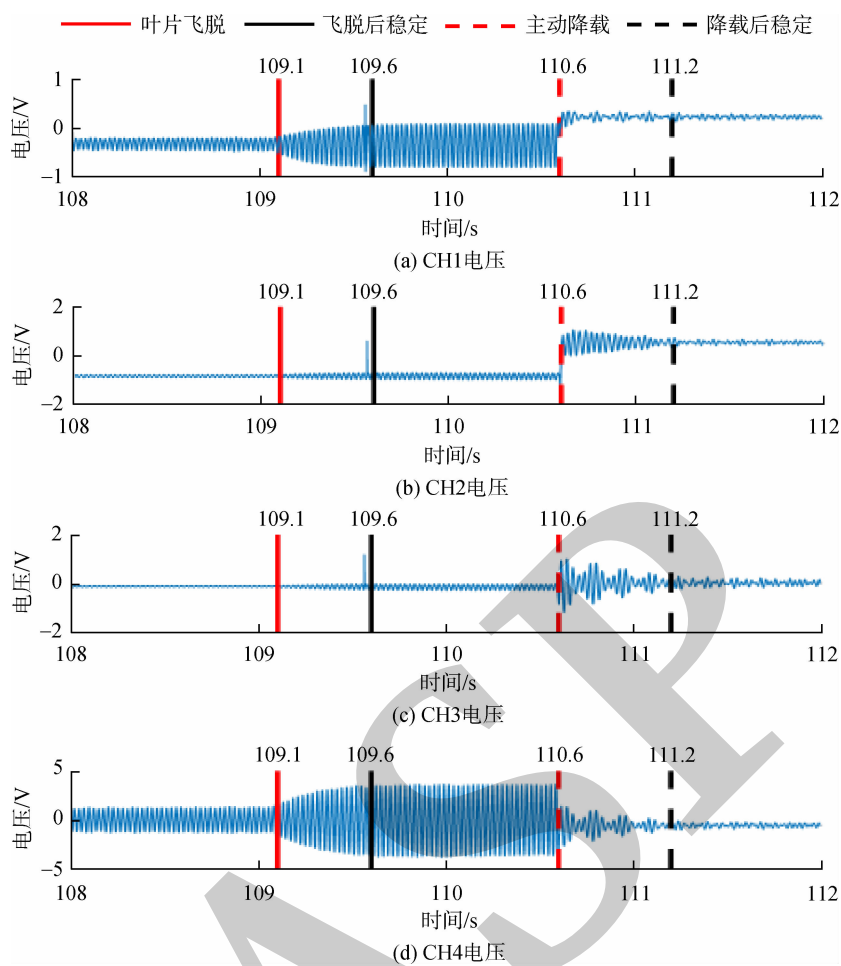


图 15 第一次实验应变信号

Fig. 15 Strain signal of the first experiment

片飞脱,突加不平衡作用使得通道 1 和通道 4 在飞脱瞬间应变明显增大,并经过 0.5 s 达到最大值后,应变信号稳定,转子在 $40\text{ g}\cdot\text{cm}$ 不平衡量作用下稳态运转。1 s 后,即在 110.6 s 启动主动降载机构,松开卡盘,变刚度瞬间应变信号明显减小并经过 0.6 s 稳定。其中,通道 2 和通道 3 是内端笼条应变信号,在变刚度之前不工作,因而在飞脱时信号变化不大,但变刚度瞬间应变信号增加。

图 16 是第一次叶片飞脱变刚度前后 4 s 左右的振动信号变化图。可以明显看出,在飞脱变刚度中,各通道突加不平衡效果明显,主动降载机构减振降载效果显著,实验效果良好。

图 17 是第二次叶片飞脱变刚度瞬间应变信号时域波形图,本次飞脱转速为 2200 r/min ,突加不平衡量为 $40\text{ g}\cdot\text{cm}$ 。可以看出,在转子增速到 83.8 s 时叶片飞脱,突加不平衡作用使得通道 1 和通道 4 在飞脱瞬间应变明显增大,并经过 0.2 s 达到最大值后,保持稳定,1.1 s 后启动主动降载机构,松开卡盘,变刚度瞬间应变信号减小,并经过

0.5 s 稳定。

图 18 是第二次叶片飞脱变刚度前后 4 s 左右的振动信号。与第一次实验相似,可以看出,主动降载机构减振降载效果显著,实验效果良好。

图 19 和图 20 是两次飞脱变刚度前后 4 s 左右的风扇盘轴心轨迹图。可以看出,在飞脱变刚度段,转子轴心轨迹共分为三个阶段:

- 1) 在飞脱之前,风扇盘轴心轨迹稳定为椭圆。
- 2) 当突加不平衡发生时,轴心轨迹逐渐增大,最终稳定为较大椭圆。
- 3) 主动降载机构工作,转子 1 号支承刚度改变,转子临界转速降低,振动减小,轴心轨迹相对于飞脱后显著减小,并稳定为椭圆。

由于转子实验器在主动降载机构工作前的二阶临界转速为 2400 r/min ,因而两次飞脱转速虽然相差 100 r/min 但由于在临界附近幅值上有一定差异,但依然可以验证主动降载结构的有效性与可行性。

为了有效模拟真实发动机故障,增大突加不

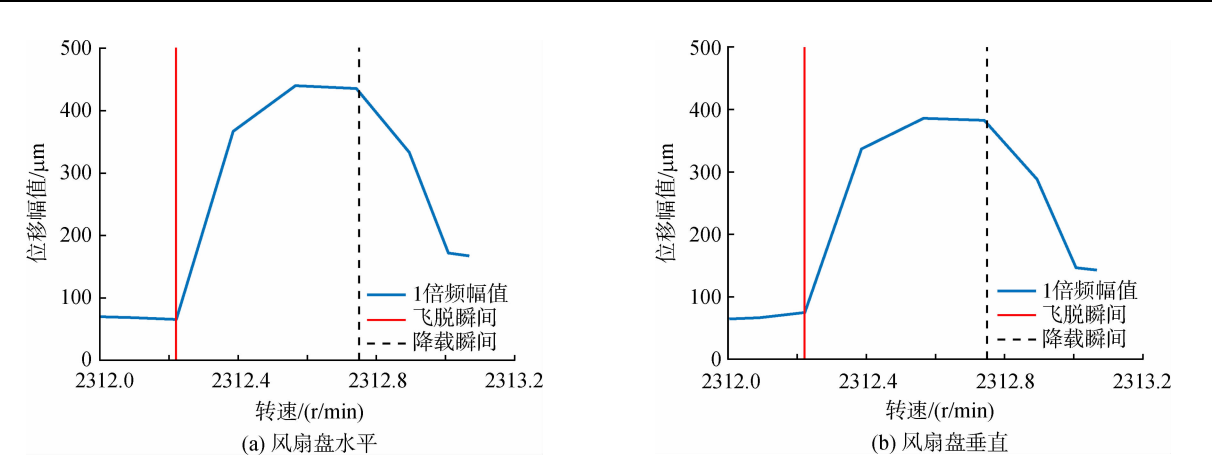


图 16 第一次叶片飞脱实验风扇盘位移信号

Fig. 16 Fan disk displacement signal of the first blade off experiment

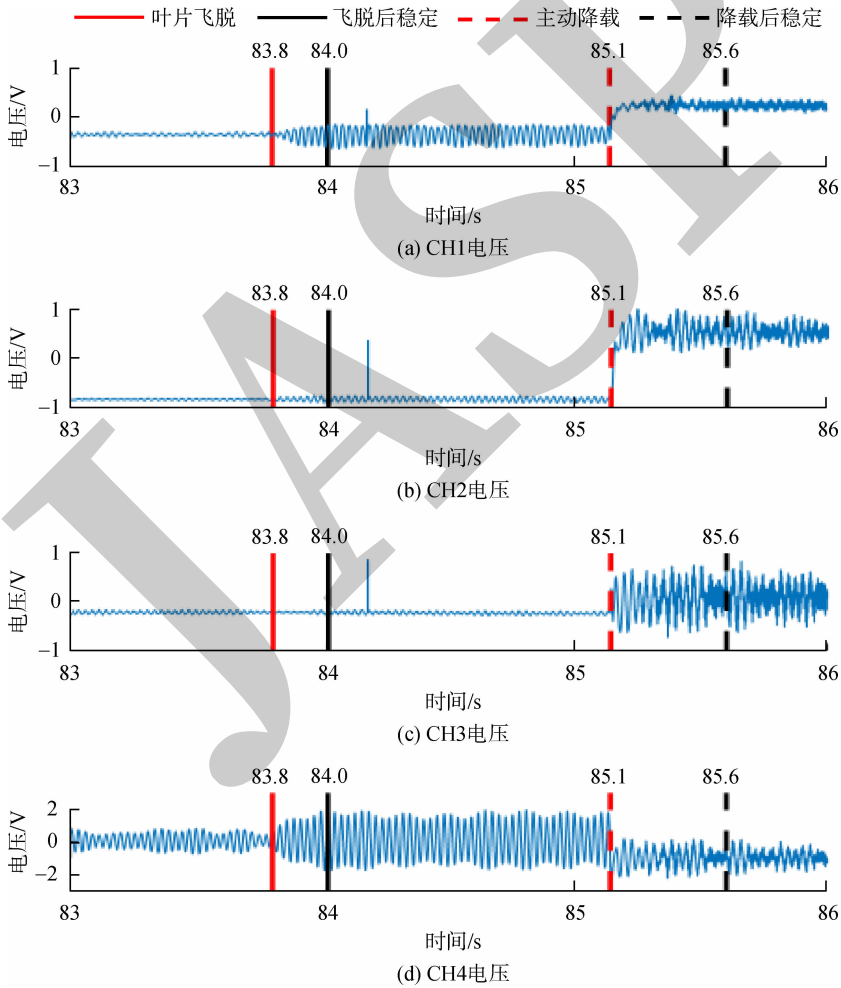


图 17 第二次叶片飞脱实验应变信号

Fig. 17 Strain signal of the second blade off experiment

平衡量至 $1160\text{ g}\cdot\text{cm}$, 通道信息不变, 进行大不平衡量的飞脱变刚度实验。

图 21 是第三次叶片飞脱变刚度瞬间应变实验信号时域波形图。本次飞脱转速为 2300 r/min , 与第一次小飞脱变刚度转速相近, 但飞脱不平衡量

为 $1160\text{ g}\cdot\text{cm}$ 。通过图 33 可以看出, 在转子增速到 250.6 s 时叶片飞脱, 突加大不平衡作用使得通道 1 和通道 4 在飞脱瞬间应变明显增大, 并经过 0.3 s 达到最大值后, 保持稳定, 转子在 $1160\text{ g}\cdot\text{cm}$ 不平衡量作用下稳态运转, 1 s 后, 即在 251.9 s

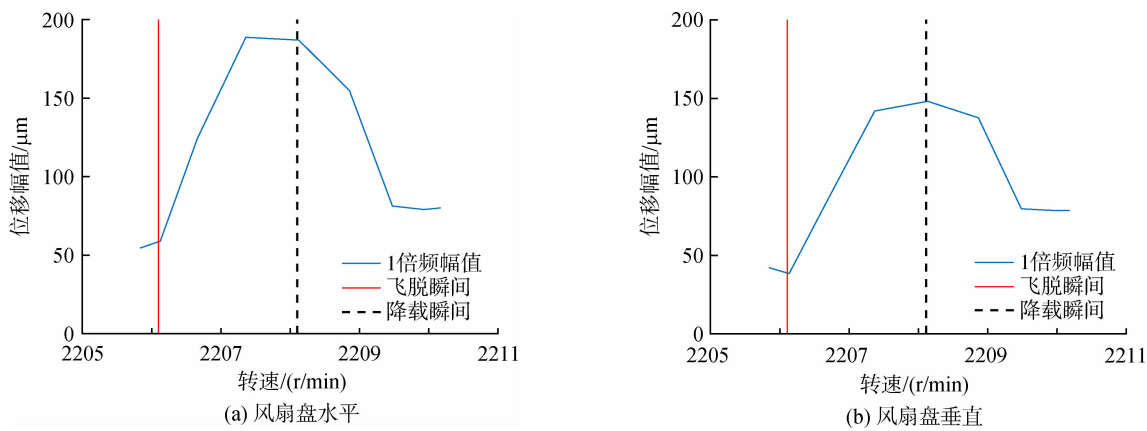


图 18 第二次叶片飞脱实验风扇盘位移信号

Fig. 18 Fan disk displacement signal of the second blade off experiment

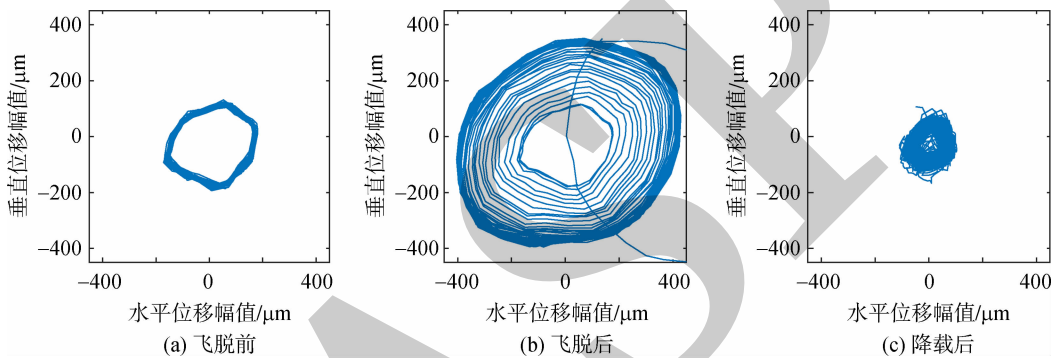


图 19 第一次叶片飞脱实验风扇盘轴心轨迹

Fig. 19 Orbit of fan disk of the first blade off experiment

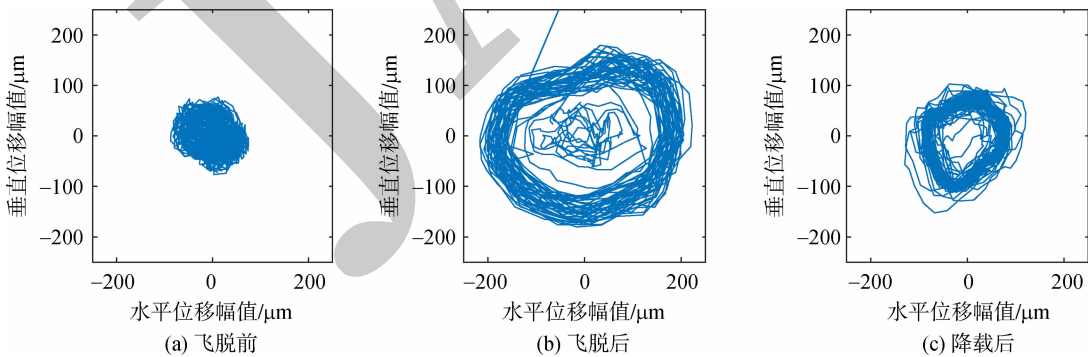


图 20 第二次叶片飞脱实验风扇盘轴心轨迹

Fig. 20 Orbit of fan disk of the second blade off experiment

启动主动降载机构,松开卡盘,变刚度瞬间应变信号明显减小,并经过 1.1 s 达到稳定。实验效果与前两次实验相似,但通道变化量更大,效果更加明显,同时,在实验过程中,能够听到明显的叶片飞脱打到防护罩上的撞击声音,转子系统振动声音明显增大直到变刚度后声音迅速减小,振动回复稳定,转子在大不平衡量下稳态工作。

图 22 是第三次叶片飞脱变刚度前后 4 s 左右

的振动信号。由于飞脱量过大,转子实验器在飞脱瞬间打坏风扇垂直方向的位移传感器,导致风扇盘位移振动通道失效。但通过涡轮盘振动仍然可以看出,在飞脱变刚度中,突加不平衡效果明显,主动降载机构减振效果显著,实验效果良好。

图 23 是大飞脱变刚度瞬间涡轮盘轴心轨迹。由于风扇盘垂直通道位移传感器打坏,无法获得风扇盘轴心轨迹,但由于实验效果非常明显,以至

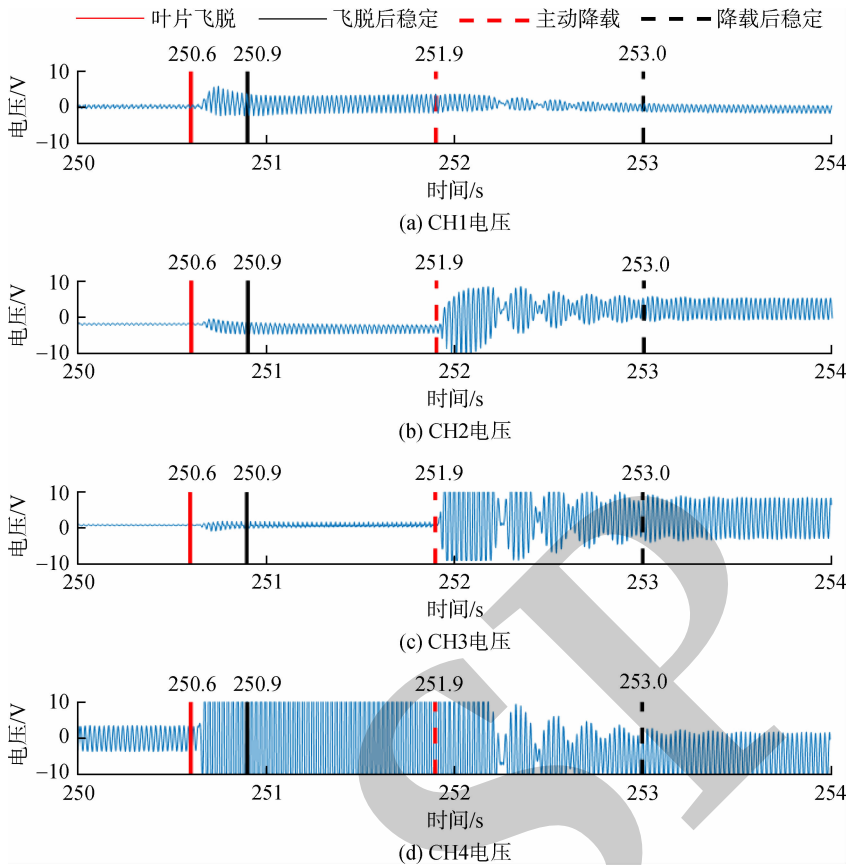


图 21 第三次实验应变信号

Fig. 21 Strain signal of the third experiment

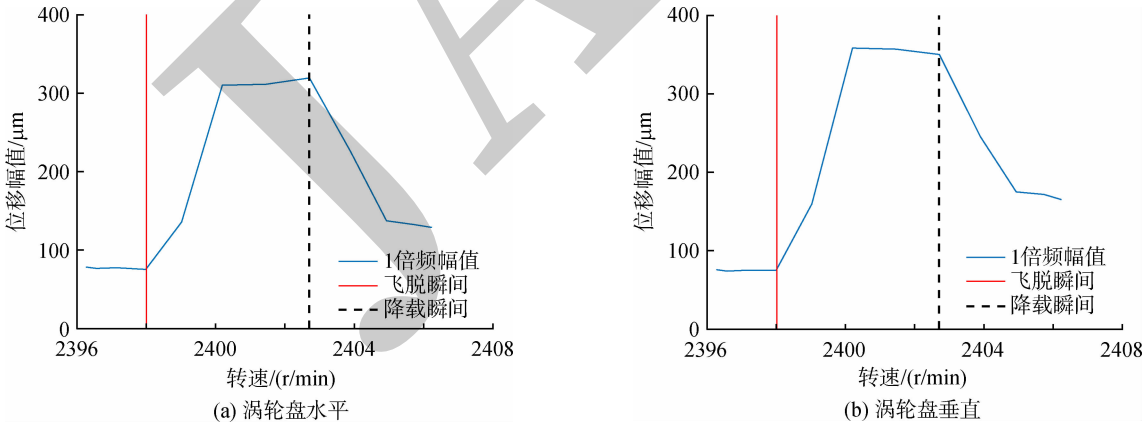


图 22 第三次实验涡轮盘位移信号

Fig. 22 Turbine disk displacement signal of the third experiment

于本属于中置盘的涡轮盘也取得良好的实验效果。与图 19、图 20 相似,图 23 的轴心轨迹图也分为 3 个阶段,可以看出主动卸载机构有效可行,卸载减振效果明显。

表 6、表 7、表 8 分别是第一次、第二次与第三次飞脱变刚度实验的应变信号利用标定关系的处理结果,具体标定方法限于篇幅另行详细阐述。

40 g · cm 不平衡量飞脱变刚度后,应变 CH1

和 CH4 通道对应的轴承载荷明显减小,其中第一次小飞脱 CH1 卸载 87.5%,CH4 卸载 94%,第二次小飞脱 CH1 卸载 74.4%,CH4 卸载 74.5%。

1160 g · cm 不平衡量飞脱变刚度后,应变 CH1 和 CH4 通道对应的轴承载荷明显减小,其中 CH1 通道卸载 56.5%,CH4 通道卸载 64.3%,卸载效果明显。

通过风扇盘两次 40 g · cm 与一次 1160 g · cm

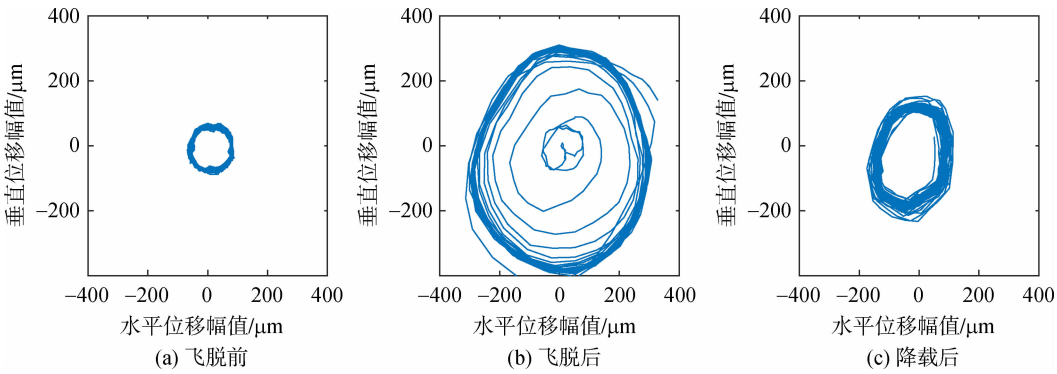


图 23 第三次实验风扇盘轴心轨迹

Fig. 23 Orbit of fan disk of the third experiment

表 6 第一次飞脱变刚度前后各通道载荷

Table 6 Load of each channel in the first fan blade off and changing stiffness

通道 序号	飞脱前 外传力/N	飞脱后 外传力/N	变刚度后 外传力/N
CH1	40.5714	146.829	18.2053
CH2	11.4672	28.9973	17.5291
CH3	16.7175	93.6224	88.7803
CH4	299.9775	826.0620	49.1731

表 7 第二次飞脱变刚度前后各通道载荷

Table 7 Load of each channel in the second fan blade off and changing stiffness

通道 序号	飞脱前 外传力/N	飞脱后 外传力/N	变刚度后 外传力/N
CH1	15.63580	72.1847	19.0635
CH2	4.45577	11.6974	40.1368
CH3	31.36290	34.3607	184.9380
CH4	164.47600	411.8716	103.4740

表 8 第三次飞脱变刚度前后各通道载荷

Table 8 Load of each channel in the third fan blade off and changing stiffness

通道 序号	飞脱前 外传力/N	飞脱后 外传力/N	变刚度后 外传力/N
CH1	170.09	825.23	358.99
CH2	62.90	258.91	588.08
CH3	60.76	428.78	3848.41
CH4	747.47	3655.41	1305.74

重复使用,节约实验成本,能够良好的分析验证突加不平衡后变刚度降载的作用机理,能够充分的证明可控支承结构降载的有效性。

4 结 论

本文根据锥壁熔断结构降载的原理,设计了突加不平衡载荷作用下的主动降载实验系统,进行了变刚度降载实验,得出主要结论如下:

1) 本文设计的叶片飞脱主动降载机构实验系统,可以有效地验证突加不平衡作用下熔断结构降载的机理和效果,可重复进行叶片飞脱和支承刚度突变实验,简单易行,参数可控,实验效果良好。

2) 叶片飞脱后,锥壁熔断机构能够有效地降低载荷,减小振动,其本质是大幅减小支承刚度。

3) 根据模拟转子实验器实验结果,主动降载机构可显著减小突加不平衡引起的强烈振动,最大降载达 94%。

参考文献:

[1] WANG Cun,ZHANG Dayi,MA Yanhong,et al. Dynamic behavior of aero-engine rotor with fusing design suffering blade off[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2017,30(3): 918-931.

[2] 中国民用航空总局. 航空发动机适航规定:CCAR-33-R2 [S]. 北京:中国民用航空局总局,2011:38-78.

[3] Federal Aviation Regulations. Airworthiness standards; aircraftengines; 14 CFR Part 33[S]. Washington: Federal Aviation Administration,1993:81-99.

[4] European Aviation Safety Agency. Certification specifications for engines: CS-E[S]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency,2009:140-141.

[5] KASTL J A,VONDRELL R M,GLYNN C C. Fan decoupling fuse;US6402469[P]. 2002-06-11.

[6] KASTL J A,VONDRELL R M. Bearing support fuse: US6447248[P]. 2002-09-10.

突加不平衡量的变刚度实验可以看出,设计的主动降载机构具有明显的降载减振效果,并且可以

[7] VAN DUYU K G. Turbine engine bearing;US6331078 [P]. 2001-12-18.

[8] VAN DUYU K G. Gas turbine engine bearing support;EU 1596038[P]. 2005-11-16.

[9] DOERFLEIN T M, WILTON S A, LYNN A B. Method and apparatus for supporting rotor assemblies during unbalance;US6783319[P]. 2004-08-31.

[10] LYNN A B,CHARLES G C,LEE F K,et al. Bearing assembly for a gas turbine engine;EU1191191[P]. 2002-03-27.

[11] 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 dynamic imbalance[D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2017. (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 imbalance impact response of rotor system[D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2018. (in Chinese)

[14] 彭刚,李超,曹冲,等. 冲击激励转子系统动力学响应及安全性设计[J]. 推进技术,2018,39(5):1111-1121.

PENG Gang, LI Chao, CAO Chong, et al. Dynamic response and safety design of rotor system with impact excitation[J]. Journal of Propulsion Technology,2018,39(5): 1111-1121. (in Chinese)

[15] 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 aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(3):513-526. (in Chinese)

[16] 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.

[17] 王四季,廖明夫,侯理臻,等. 航空发动机试验器突加不平衡的加载装置:106611553[P]. 2017-05-03.

[18] 王四季,廖明夫,刘永泉,等. 航空发动机轴承外环装配引起的转子系统非线性振动[J]. 航空动力学报,2015,30(1):82-89.

WANG Siji, LIAO Mingfu, LIU Yongquan, et al. Review on the blade loss of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(1):82-89. (in Chinese)

(编辑:叶 青)