

# 航空发动机机匣包容性试验研究

刘 闯,陈国栋,黄福增,王洪斌,张昕东,田 昊

(中国航发沈阳发动机研究所 辽宁省航空发动机冲击力学重点实验室,沈阳 110015)

**摘要:**为了研究某型发动机机匣的包容性,在立式旋转试验器上进行了包容性试验。在进行叶片飞断转速控制时,提出 1 种改进的预置切口的方法,并通过拉伸试验和有限元法确定了切口预留面积。考虑了相邻叶片对飞断叶片的影响,制定了试验方案,获得了叶片的飞断转速、断叶与机匣的撞击影像、转子的冲击载荷、试验过程中的轴心轨迹和机匣受到撞击后的动态响应。结果表明:涡轮叶片在 5620 r/min 转速下飞断,准确控制在预定范围内,该型机匣能够包容失效叶片,测试方案合理有效,可为航空发动机机匣包容性试验提供参考。

**关键词:** 包容试验;机匣;飞断转速;高速摄像;轴心轨迹;航空发动机

**中图分类号:** V232.5

**文献标识码:** A

**doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.03.013

## Study on Aeroengine Casing Containment Test

LIU Chuang, CHEN Guo-dong, HUANG Fu-zeng, WANG Hong-bin, ZHANG Xin-dong, TIAN Hao

(Key Laboratory of Aeroengine on Impact Dynamics in Liaoning Province,  
AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** In order to study the inclusiveness of a certain engine casing, a containment test was carried out on a vertical rotary test-rig. An improved method of preset cut was proposed with the control of failure rotation speed, and the preset area of cut was determined by tensile test and finite element method. The influence of adjacent blades on failure blades was considered in the test. The test scheme was developed to obtain the failure rotation speed, the impact image of the failure blade and the casing, the impact load of the rotor, the axis orbit during the test and the dynamic response of the casing after the impact. The results show that the turbine blade is broken at 5620 r/min, which is accurately controlled within a predetermined range. The casing can contain the failure blade. The test scheme is reasonable and effective and can provide reference for the containment test of aeroengine casing.

**Key words:** containment test; casing; failure rotation speed; high-speed photography; axis orbit; aeroengine

## 0 引言

随着航空发动机技术的不断发展,转子转速越来越快。涡轮叶片作为非常重要的零件之一,其工作环境恶劣,且受到离心载荷、热负荷及振动载荷的多重作用,容易在使用中失效。据统计,在 1976~1989 年所发生的各类非包容事故中,由涡轮叶片失效引起的占 24.3%<sup>[1]</sup>。叶片飞断后如不能被机匣包容,可能会击穿机舱,对乘客造成伤害,如果击中油路或油箱还会导致火灾,造成机毁人亡的严重事故<sup>[2]</sup>。为了保证飞行安全,确保失效叶片能够被涡轮机匣有效包容尤为重要。

世界各国航空发动机军用标准及适航性规范均对发动机机匣的包容能力提出相应要求,内容基本相同<sup>[3-8]</sup>,即在航空发动机瞬态最高允许转速下,最危险的压气机或涡轮叶片在榫头以外位置失效后应被机匣包容,且不能对发动机产生危险性影响。

发动机机匣包容问题非常复杂,在毫秒量级的时间内失效叶片与机匣及相邻叶片相互作用具有冲击时间短、应变率高、变形大、材料黏塑性变形等特点<sup>[9-10]</sup>。对此,国外进行了大量理论和试验研究,分析叶片与机匣的碰撞机理,建立包容性设计准则,为转子部件及机匣的设计提供有效指导<sup>[11-14]</sup>;国内也开展了相关

收稿日期:2019-03-27 基金项目:国防科技重点工程项目资助

作者简介:刘闯(1983),男,硕士,高级工程师,从事航空发动机转子强度试验、鸟撞试验及包容试验工作;E-mail:liuchuang1013@163.com。

引用格式:刘闯,陈国栋,黄福增,等.航空发动机机匣包容性试验研究[J].航空发动机,2020,46(3):71-76. LIU Chuang, CHEN Guodong, HUANG Fuzeng, et al. Study on aeroengine casing containment test[J]. Aeroengine, 2020, 46(3): 71-76.

研究,但是多为仿真和模拟件试验方面<sup>[15-17]</sup>。而真实涡轮叶片包容试验成本高、风险大,试验周期长,因此国内开展较少。包容事件通常包含2部分:叶片失效后与机匣及相邻叶片撞击作用;叶片飞失后转子在不平衡载荷作用下对支承系统的冲击作用<sup>[18]</sup>。目前国内对机匣包容方面的研究较多,而不平衡载荷对支承系统的冲击研究相对较少。

本文对某型发动机真实涡轮机匣进行了包容试验,并对试验结果进行有效分析。

## 1 飞断叶片设计

在包容试验中,叶片的飞断转速直接影响试验结果,因此对叶片飞断转速进行精确控制是非常必要的。目前国内开展的包容试验多采用预制切口的方法来控制叶片的飞断转速,使叶片在预定转速下飞断。通常采用线切割在榫头伸根处预制切口,降低榫头的承载能力,使叶片在自身的离心力作用下失效的预制切口方法<sup>[9]</sup>,预置切口叶片如图1所示。此时,在叶片伸根处预留面积为

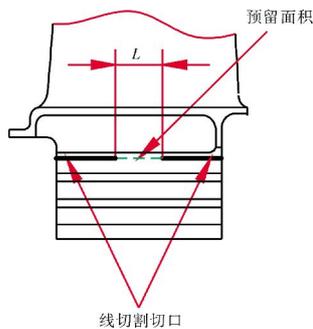


图1 现有包容试验预置切口

$$A = m\omega^2 R_c / \sigma_{lx} \quad (1)$$

式中: $A$ 为切口预留面积; $m$ 为失效叶片质量; $\omega$ 为转子角速度; $R_c$ 为失效叶片质心半径; $\sigma_{lx}$ 为叶片材料极限拉伸强度理论值,可在材料手册中查取。

上述方法未考虑材料分散性、切口尖端应力集中效应及在旋转状态下弯曲作用的影响,无法精确控制叶片的飞断转速,容易引起叶片提前失效,严重影响试验结果,在试验中仅用来确定初始预留面积。

本试验的试验件为某型涡轮叶片及涡轮机匣,在立式旋转试验台上对机匣的包容能力进行考核。在进行叶片切口时,改变叶片的切口方式并与有限元方法相结合,确定叶片的切口预留面积,其流程如图2所示。

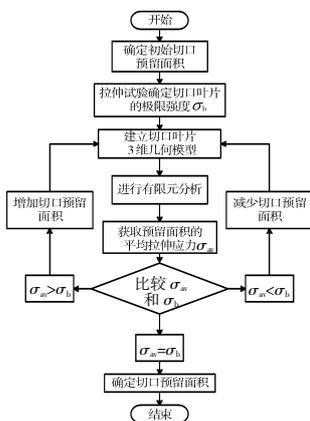


图2 确定切口预留面积流程

在榫头根部切口时采用在叶片两端进行对称线切割,在切口末端切割2个直径为2 mm圆孔的方式,如图3所示。在切口末端加工圆孔能显著降低切口尖端的应力集中,从而有效提高飞断转速的控制精度。

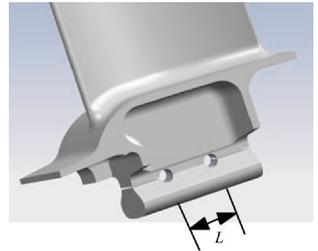


图3 切口叶片模型

某型发动机最高转速为4900 r/min,涡轮机匣在高温状态下工作,由于机匣温度在工作状态和试验状态下存在差异,导致其包容能力随之改变。通过修正叶片的试验飞断转速来保持2种状态下机匣的包容系数一致,修正后叶片飞断转速为5403 r/min。考虑到飞断转速控制精度具有一定的分散性,叶片预期飞断转速为5403~5653 r/min,材料为K417G合金,其几何参数与材料属性见表1。

表1 K417G合金叶片几何参数与材料属性

质量/ g	质心半径/ mm	理论强度极限/ MPa	密度/ (kg/m <sup>3</sup> )	弹性模量/ GPa
102.5	413.4	935	7850	207.5

结合表1中叶片参数,转速按照飞断转速范围的中值确定,根据式(1)计算出伸根处切口预留面积为15.17 mm<sup>2</sup>。由于真实叶片的极限拉伸强度通常与材料的理论极限强度有很大不同,因此对切口叶片进行拉伸试验,获取真实叶片的极限拉伸强度。为了使拉伸试验结果更具代表性,选择与包容试验同炉批次叶片进行拉伸试验。

拉伸试验夹具设计为上、下2部分。在拉伸试验中用上夹具拉住叶片缘板,用下夹具拉住叶片榫头,如图4所示。实际叶片缘板结构较薄,为防止缘板在拉伸试验中失效,在装配拉紧后对试验上夹具与叶片组合加工直径为10 mm的圆孔,以及加工直径为10 mm的销钉采用过盈配合连接,保证销钉与圆孔之间连接可靠。

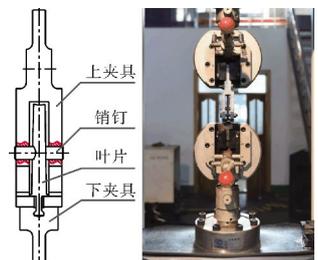


图4 叶片拉伸试验

试验中为了防止上夹具受力后张开,使用螺栓将其夹紧。在拉伸试验机上按照0.05 kN/s的加载速率进行加载,加载曲线如图5所示。

从图中可见,叶片在载荷达到 17774 N 时失效,根据式(2)获得切口叶片的极限拉伸强度为 1170 MPa。

$$\sigma_b = F/A \quad (2)$$

式中: $F$ 为静拉伸试验最大载荷。

采用 ANSYS 有限元软件对叶片切口模型进行分析,单元类型为 solid185,在两侧榫齿上斜面施加位移约束,转速为 5528 r/min。有限元模型如图 6 所示。

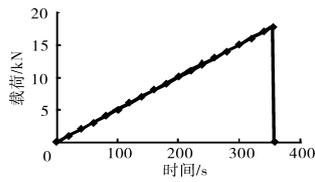


图 5 切口叶片拉伸曲线



图 6 切口叶片有限元模型

计算获得叶片拉伸应力分布结果如图 7 所示,切口截面拉伸应力分布如图 8 所示。

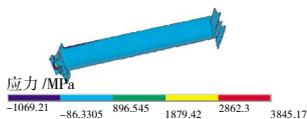


图 7 叶片的拉伸应力分布

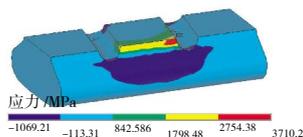


图 8 榫头截面拉伸应力分布

提取切口预留截面节点的拉伸应力,计算出在旋转状态下预留面积处的平均拉伸应力,按照切口面积确定流程(图 2),最终确定切口预留面积为 13.12 mm<sup>2</sup>。

## 2 试验与测试方案

为了考虑相邻叶片对失效叶片的影响,采用在涡轮盘上一侧位置安装 7 个转子叶片的方式(如图 9 所示)进行试验,其他位置全部安装配重块,图中沿顺时针方向第 3 个叶片设为飞断叶片。

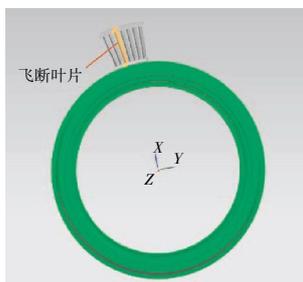


图 9 叶片安装方式

试验在立式旋转试验台上进行。试验转子转速可在 0~25000 r/min 之间调节,稳态精度可达 0.05%。

试验件包括某型发动机涡轮盘、叶片和低压涡轮机匣,并且设计了相应的转接段及机匣安装结构,试验时由试验驱动轴通过转接段带动试验转子旋转,试验机匣通过机匣安装结构固定在试验器舱盖上,如图 10 所示。

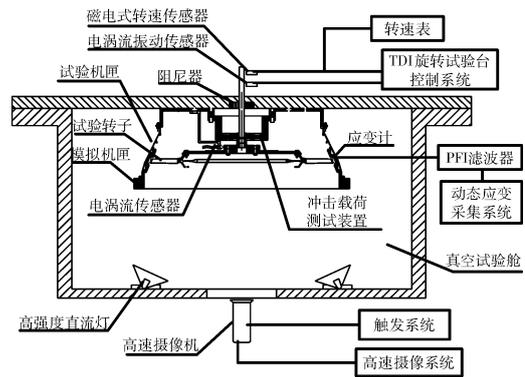


图 10 试验装置

### 2.1 转子转速与振动测量

试验转速通过电磁式转速传感器从转子支点轴的测速齿上采样,通过 MONITOUCH 型转速数字显示仪显示,测速精度可达 0.1 r/min。试验中当叶片飞断后,突然产生的不平衡量会引起振动突升,试验器自动停车,转速迅速降低,转速测量仪记录转子运行过程中的最高转速,并大致记录叶片失效时的转速。

在试验转子驱动法兰处安装非接触式电涡流位移振动传感器,测量转子的轴心轨迹,记录在包容试验过程中转子轴心轨迹的变化。

### 2.2 应变测试

对低压涡轮机匣受飞断叶片撞击后的动态应变进行测量,在机匣外壁叶片撞击对应位置粘贴应变计,如图 11 所示。应变计沿周向 20 点均布,编号为 1~20,在各测点粘贴应变花,应变片参数要求见表 2。应变信号经 PFI 28454A 型滤波器滤波后,由 NI PXIe-1075 高速数据采集设备采集并存储。失效叶片撞击机匣的作用时间极短,通常只有几十微秒,相当于频率达数十千赫的谐波振动。本次试验使用的 28454A 卡具有 64 测量通道,滤波带宽可达 204.6 kHz,采样频率为 1 MHz,满足应变测试要求。根据各

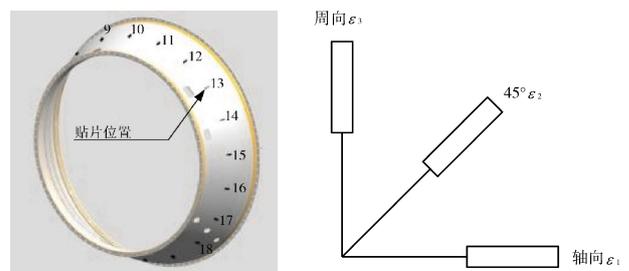


图 11 应变计的粘贴位置及方式

表 2 应变片参数要求

灵敏系数	引线方式	电阻/Ω	贴片数量
2.0	单片、2线法	120	20×3

方向应变可求出总应变。

$$\varepsilon_r = \frac{\varepsilon_1 + \varepsilon_3}{2} + \sqrt{\left(\frac{\varepsilon_1 - \varepsilon_3}{2}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_1 + \varepsilon_3 - 2\varepsilon_2}{2}\right)^2} \quad (3)$$

式中:  $\varepsilon_1$  为总应变;  $\varepsilon_1$ 、 $\varepsilon_2$ 、 $\varepsilon_3$  分别为轴向、45°方向、周向应变。

### 2.3 包容过程高速摄像

采用高速摄像技术对叶片与机匣及相邻叶片的撞击过程进行记录。高速摄像系统由高速摄像机、高强度直流灯、触发系统和计算机组成。高速摄像机选用美国 Vision Research 公司的 Phantom V711 型数字高速摄像机,最大分辨率为 1280 × 800,在满幅分辨率下的最大拍摄速度为 7530 f/s。试验中在高速摄像机上配置 14 mm 广角镜头,同时在拍摄窗口上使用防爆玻璃进行防护。该型高速摄像系统对触发时刻之前的影像信息进行存储,本次试验采用手动方式触发,在试验中叶片飞断后,操作员通过按钮手动触发高速摄像系统进行记录存储。

### 2.4 转子冲击载荷测量

在航空发动机包容事件中,叶片飞失后转子轴受到突加不平衡载荷作用,运行轨迹发生变化,撞击机匣与机匣碰摩,冲击载荷通过承力框架传递给静子结构,对飞行安全造成严重影响,因此了解包容事件中转子的冲击载荷是非常必要的。

本试验中设计了转子冲击载荷测试装置,对试验中叶片飞失后转子的冲击载荷进行测试,测试装置结构如图 12 所示。测试装置在安装边处通过螺栓固定在试验舱盖上。测试轴承座由外部的筒形支承结构与内部轴承座 2 部分构成,之间由 4 根编号为 1~4 均布的方截面承力支柱连接,在承力支柱上粘贴有动态应变计。在承力支柱设计中,确保在冲击时应力水平不超过材料的屈服强度。

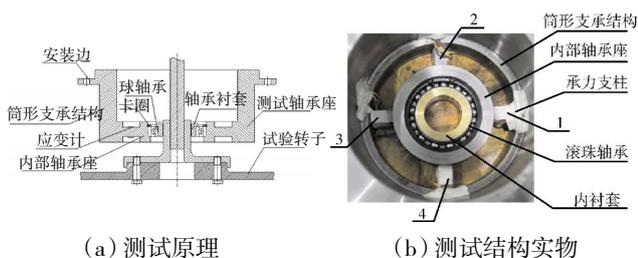


图 12 冲击载荷测试装置

在包容试验中,叶片飞失后,轴承座受到的冲击载荷通过承力支柱传递到外部的筒形支承结构,承力

柱上粘贴的应变计发生变形,采用应变采集系统获得应变计的冲击应变。通过相邻支柱的应变合成换算出转子对支承结构的冲击载荷。

## 3 试验结果与分析

在试验中,转速升至 5620 r/min 时,叶片飞断与机匣发生撞击,设备自动停车。试验运行的转速和振动曲线如图 13 所示。

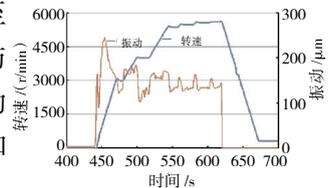


图 13 包容试验运行曲线

### 3.1 飞断转速分析

叶片真实飞断转速是确定试验有效性的重要依据,叶片飞断后,试验器迅速停车,转速快速降低,根据试验运行曲线(图 13)即可大致确定叶片飞断转速。

基于高速摄像技术,对包容试验中叶片的飞断转速进行分析。具体方法为:由飞断点向前选取  $a$  圈,记录飞断点照片帧号  $N_2$  和  $a$  圈起始点照片帧号  $N_1$ 。在  $a$  圈内加速度为  $\alpha$ ,由设备设定,在转子加速过程中为恒定值,本试验中设置加速度为  $50 \text{ r/s}^2$ 。高速相机帧频为  $f$ 。 $a$  圈内叶片平均转速  $n_j$  为

$$n_j = \frac{a}{(N_2 - N_1)} \times 60 \times f \quad (4)$$

在此  $a$  圈内试验转子处于加速状态,可根据平均转速计算叶片飞断时转子转速  $n_D$

$$n_D = n_j + 0.5 \times \alpha \times \frac{(N_2 - N_1)}{f} \quad (5)$$

为确保叶片飞断转速控制的准确性,在正式试验前进行叶片飞断转速验证试验,根据式(4)、(5)计算出本次低压涡轮机匣包容试验中叶片的飞断转速,见表 3。

表 3 叶片飞断转速计算

	$N_1$ /帧	$N_2$ /帧	圈数	帧频/(帧/s)	$n_D$ /(r/min)
验证试验	-5356	-6075	9	7500	5635
正式试验	-4164	-4885	9	7500	5620

从表中可见,验证试验和正式试验的叶片飞断转速均在预定范围内(5403 ~ 5653 r/min)且重复性良好,说明飞断转速控制方法准确。

### 3.2 叶片与机匣撞击情况

在试验中叶片在预定的转速范围内断开。断叶飞出后撞击试验机匣此过程被高速摄像机完整记录下来,如图 14 所示。从图中可见,叶片在榫头根部断裂向外飞出,在飞出过程中与机匣及相邻叶片发生撞

击、变形扭曲、折断,最后包容在试验机匣内。

断叶与机匣撞击后损坏情况如图 15 所示。从图中可见,叶片大致断裂成 3 块,叶根部分和叶中部分跌落在真空舱底部,叶尖部分镶嵌在防护铅砖上。

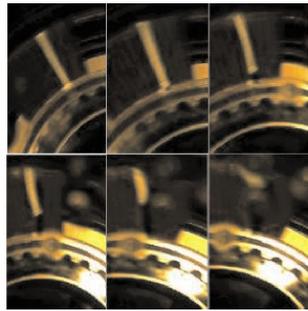


图 14 叶片飞断及与机匣撞击过程

叶片,撞击过程主要发生在 1 个扇区内,机匣外壁出现轻微鼓包,断叶对机匣撞击后在机匣内壁形成 1 个明显凹坑,而后在相邻叶片的推挤作用下将附近蜂窝铲平,如图 16 所示。



图 15 叶片损坏情况

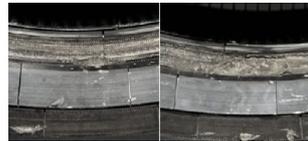


图 16 机匣蜂窝破坏情况

### 3.3 机匣动态应变测量结果

本试验应变测量的采样率为 1 MHz,采样持续时间约 40 s,量程为 -10000 ~ +10000  $\mu\epsilon$ 。机匣损伤严重位置集中在 1 个扇区范围内,对损伤严重撞击扇区内测点总应变进行计算。其中共 5 个测点应变值较大,应变曲线如图 17 所示。

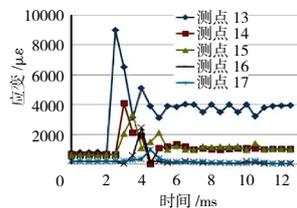


图 17 机匣应变曲线

从图中可见:

(1)断叶与机匣发生撞击后,各测点动态应变均突然增大,其中测点 13 最大应变达到 9000  $\mu\epsilon$ ,而后振荡衰减至较低水平,最后趋于稳定,稳定值即为机匣的残余应变,在远离机匣撞击位置测点处,残余应变逐渐降低至 0;

(2)各通道到达应变峰值时间依次滞后,反映了叶片飞断后受相邻叶片的挤压过程以及应变波在机匣内的传播过程;

(3)各通道应变峰值逐渐减小,反映了应变波在传播过程中不断衰减。

### 3.4 转子冲击载荷结果

在试验中,冲击载荷测量装置的 4 根承力支柱受到冲击后的应变如图 18 所示。图中应变 1~4 分别代

表了承力支柱 1~4 的动态应变,可见支承结构主要存在 2 个压应变峰值,其中第 1 个峰值稍小,为叶片飞失后转子对支承结构的首次撞击,撞击位置位于承力支柱 1 处;第 2 个峰值为飞断叶片与机匣及相邻叶片的挤压作用下,转子对支承结构的撞击,此次撞击更为剧烈,应变达到冲击全过程最大值。最大冲击载荷撞击位置在承力支柱 2、3 之间,靠近支柱 2 的位置,最大合成应变为 1108  $\mu\epsilon$ ,计算出转子冲击载荷为 58431 N。叶片飞断的不平衡静态载荷为 14201 N,冲击载荷为静态载荷的 4.1 倍。

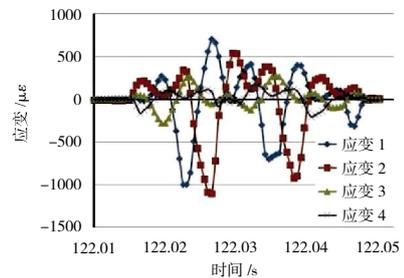
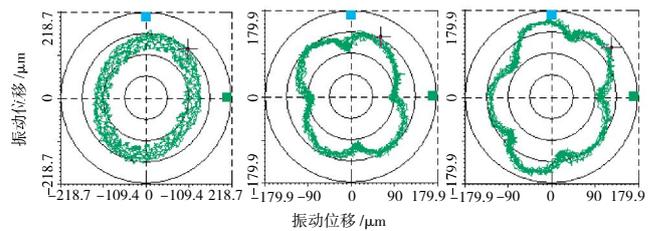


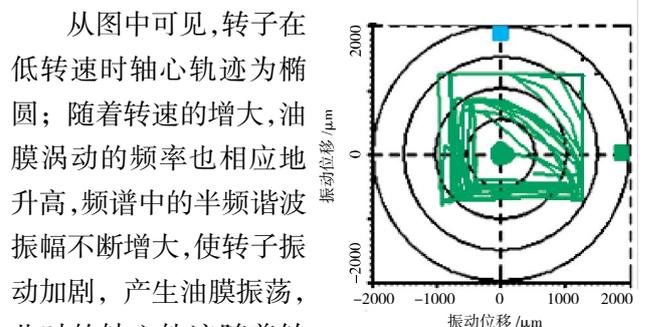
图 18 承力支柱应变

### 3.5 转子轴系振动情况

在试验中,在试验轴驱动法兰处安装非接触式电涡流位移振动传感器,测得转子的径向振动和轴心轨迹如图 19 所示。



(a) 转子运行中的轴心轨迹



(b) 叶片飞断时的轴心轨迹

从图中可见,转子在低转速时轴心轨迹为椭圆;随着转速的增大,油膜涡动的频率也相应地升高,频谱中的半频谱波振幅不断增大,使转子振动加剧,产生油膜振荡,此时的轴心轨迹随着转速的增大呈“花瓣”形状;叶片飞断后,轴心轨迹迅速扩大,最后试验轴的振动幅值超出了振动传感器的测量范围( $\geq 1\text{mm}$ )。转子轴

心轨迹清楚地反映了转子在转速增大过程中与机匣摩擦,叶片飞断后与机匣撞击的全过程。

## 4 结论

本文进行了某型真实涡轮机匣的包容性试验。结果表明,涡轮机匣成功地包容了失效叶片。建立了试验器条件下的机匣包容试验方法,形成以下主要结论:

(1)运用新型切口方式与拉伸试验及有限元法相结合的叶片飞断转速控制方法,合理有效且具有较高的控制精度;

(2)高速摄像技术可用于叶片的飞断转速计算,简单有效;

(3)机匣受到叶片撞击后的动态响应表现为:应变迅速增大,而后振荡衰减,且高应变区主要集中在很小的扇区内,向扇区两侧迅速衰减;

(4)叶片飞断后,转子对支承系统的冲击载荷显著高于静态不平衡载荷,可达静态载荷的4倍以上。

### 参考文献:

- [1] 李海波. 航空发动机机匣的包容性数值分析与实验研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2010.  
LI Haibo. Numerical analysis and experimental study on aeroengine casing containment [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2010. (in Chinese)
- [2] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 548-551.  
CHEN Guang. Analysis of aeroengine structure design [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006: 548-551. (in Chinese)
- [3] Federal Aviation Administration. FAR33 Airworthiness standards: aircraft engines[S]. United States: Federal Aviation Administration, 2007: 70-71.
- [4] United States Air Force. MIL-STD-1783B Engine structure integrity program[S]. United States: Department of Defence, 2002: 106-108.
- [5] European Aviation Safety Agency. Certification specification for engine[S]. Germany: European Aviation Safety Agency, 2010: 71-72.
- [6] Ministry of Defense. Defense standard 00-970 design and airworthiness requirements for service aircraft part 11-engines[S]. Britain: Ministry of Defense, 2006.
- [7] 中国人民解放军总装备部. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2010: 25-26.  
The General Armament Department of the PLA. General specification for aviation turbojet and turbofan engines[S]. Beijing: The General Armament Department of the PLA, 2010: 25-26. (in Chinese)
- [8] 中国民航总局. 航空发动机适航规定中国民用航空规章: CCAR33-R1[S]. 北京: 中国民用航空总局, 2005: 104-105.  
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards: aircraft engine: CCAR33-R1[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2005: 104-105. (in Chinese)
- [9] 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.
- [10] Sarkar S, Atluri S N. Effects of multiple blade interaction on the containment of blade fragments during a rotor failure [J]. Finite Elements in Analysis and Design, 1996, 23(2): 211-223.
- [11] Horsley J. The Rolls-Royce way of validating fan integrity [R]. A-IAA-1993-2602.
- [12] Martino A A, Mangano G J. Rotor burst protection program initial test results [R]. NAPTC-AED-1968-1869.
- [13] Stotler C L. Development of advanced lightweight systems containment final report[R]. NASA/CR-1981-165212.
- [14] Carneya K S, Pereira J M. Jet engine fan blade containment using an alternate geometry [J]. International Journal of Impact Engineering, 2009(36): 720-728.
- [15] 宣海军, 洪伟荣, 吴荣仁. 航空发动机涡轮叶片包容试验及数值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 762-767.  
XUAN Haijun, HONG Weirong, WU Rongren. Aeroengine turbine blade containment tests and numerical simulation [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 762-767. (in Chinese)
- [16] 于亚彬, 陈伟. 模型机匣/叶片的包容性数值分析 [J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 429-433  
YU Yabin, CHEN Wei. Numerical analysis of the modeled blade/casing containment [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 429-433. (in Chinese)
- [17] 范志强, 高德平, 姜涛, 等. 模型机匣的包容性试验和数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5): 551-556.  
FAN Zhiqiang, GAO Deping, JIANG Tao, et al. Experimental study and numerical simulation of model casing containment [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(5): 551-556. (in Chinese)
- [18] 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 aeroengine whole engine response during blade out event [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(2): 290-298. (in Chinese)
- [19] 张伯熹, 宣海军, 吴荣仁. 航空发动机涡轮叶片包容模拟试验研究 [J]. 机械工程师, 2006(10): 114-116.  
ZHANG Boxi, XUAN Haijun, WU Rongren. Research on aeroengine turbine blade containment experiment [J]. Mechanical Engineer, 2006(10): 114-116. (in Chinese)

(编辑: 贺红井)