

# 涡扇发动机叶片包容性与转子不平衡试验\*

张清, 沈锡钢, 徐丹, 陈萌

(中国航发沈阳发动机研究所 沈阳, 110015)

**摘要** 为研究某型大涵道比涡扇发动机叶片包容性和转子系统抗不平衡能力,开展了风扇叶片飞失后的机匣包容性和转子不平衡试验方法研究及验证。首先,采用在断裂叶片根部预置炸药断裂叶片的试验方法,应用设计的试验系统,在规定的发动机转速下,通过遥控爆破炸药技术实现 1 片风扇叶片在预定位置断裂;其次,高速摄像从不同方位记录了试验过程;最后,专项参数测量系统获得了非线性瞬态动力学响应结果。结果表明:叶片飞失后引起损伤叶片约为 1.48 个,均沿发动机进口或尾喷口轴向飞出,满足机匣包容要求;叶片飞失瞬间对机匣和转子系统产生了超过 1 000g 的冲击载荷,转子传力路线上的承力结构完整,安装系统连接稳定,转子不平衡载荷引起低压转子支点轴承座与承力机匣连接螺栓丧失锁紧功能;发动机在引爆炸药后 18 s 停车。试验结果满足相关条款要求,验证了某大涵道比发动机叶片包容与转子不平衡的适航符合性。

**关键词** 涡扇发动机;风扇叶片飞失;包容试验;转子不平衡;适航符合性

**中图分类号** TH114;V216.5<sup>+7</sup>

## 引言

航空发动机叶片非包容事故会导致机毁人亡的严重空难。受外物撞击损伤、低周疲劳和高周疲劳等影响,工作状态下的航空发动机风扇、压气机和涡轮转子都不可避免地会出现叶片飞失事件。如果机匣包容能力不足,高速的飞失叶片撞击机匣后会击穿机匣,进而击伤其所碰到的任何物体,导致机舱失压、油箱泄漏起火及飞机操控失灵等二次破坏,严重危及飞行安全<sup>[1-4]</sup>。对于大涵道比涡扇发动机,由于风扇直径增大,发生风扇叶片飞失(fan blade out,简称 FBO)时损伤更为严重。

军、民用航空发动机结构完整性、可靠性和适航性均要求结构系统能够承受叶片丢失载荷,并保证在没有任何非包容的叶片碎片和失火的情况下仍能至少运转 15 s,以保障飞行安全。美国航空发动机适航性标准严格规定了航空发动机叶片包容性及转子不平衡性要求,我国民用航空发动机适航规定也对叶片包容有类似要求。目前,整机 FBO 试验仍然是每款全新设计的民用航空发动机适航取证必须通过的试验项目<sup>[5-10]</sup>。

目前,国内的大涵道比涡扇发动机整机包容能力验证仍停留在部件试验形式上,针对多型发动机

的机匣部件开展了包容试验验证<sup>[11]</sup>,同时对叶片飞失主动控制<sup>[12-13]</sup>等关键技术开展了大量的试验室研究。姜新瑞等<sup>[14]</sup>对大涵道比涡扇发动机整机包容试验方法进行了初步分析,但尚未开展整机包容性和转子不平衡试验验证,特别是风扇叶片飞失后整机的转子不平衡验证。

笔者根据国内外航空发动机适航规章、军用通用规范等对包容试验的规定,通过条款要求解读和分析<sup>[15]</sup>,结合某大涵道比涡扇发动机研制现状和需求,研究了大涵道比涡扇发动机整机叶片包容性与转子不平衡适航符合性试验方法,对试验用发动机、试验设备、参数获取、试验方法及试验程序进行分析,提出相应设计方法,确保验证结果的有效性。

## 1 试验系统介绍

试验系统设计中,对发动机主动断裂叶片和被断断裂叶片进行涂色区分,实现叶片飞失结果的追踪。通过相关动力装置及防护装置的设置,模拟发动机飞行中发生叶片飞失情况下发动机所承受的真实载荷,确保试验过程的安全性。通过高速摄影装置和瞬态应力测量系统,实现风扇叶片飞失宏观过程和结构内部载荷传递变化规律的获取。通过叶片

\* 航空动力基础研究资助项目;国防科技重点工程资助项目

收稿日期:2022-07-18;修回日期:2023-01-01

断裂方案的设计,实现预定转速下叶片无附加应力飞失,保证试验方法的有效性。

### 1.1 试验发动机

试验发动机是大涵道比双转子涡轮风扇发动机,由风扇、增压级、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮及排气系统等组成。

为了便于清晰记录、测量叶片飞断后的试验数据,对指定断裂的1片风扇叶片叶身盆、背侧相应区域使用红、黑相间的形式进行涂色,其他叶片使用黄色黑线分区形式进行标识。风扇叶片涂色如图1所示。

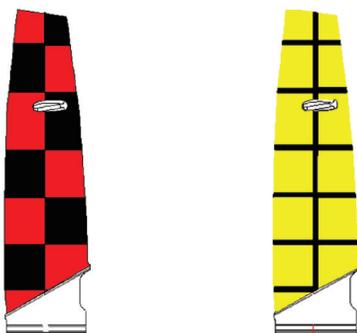


图1 风扇叶片涂色

Fig.1 Fan blade painting

### 1.2 试验设备

#### 1.2.1 试车台

试车台如图2所示,为地面露天试车台。台架配备了能够满足试验要求的工艺系统、电气系统、测试系统以及起动气源、燃油、油封、吊车和移动升降平台等。

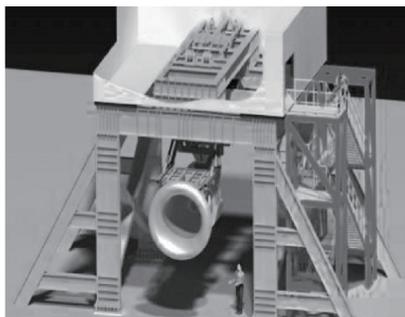


图2 试车台

Fig.2 Test bench

#### 1.2.2 动力装置相关结构

发动机按照飞机翼吊的形式安装在台架上,为保证试验中发动机承力框架和安装节能够真实模拟装机环境下的承载情况,安装了以下动力装置相关

结构。

1) 飞机进气道。为模拟发动机风扇机匣进口安装结构的实际载荷,试验配装了专用工艺进气道,模拟发动机装机状态飞机进气道传给发动机机匣的载荷,其与飞机进气道有相同的连接结构形式、质量、刚度、流路和静悬垂力矩。

2) 发动机上的飞机附件。为模拟发动机装机状态的重量、重心等的实际载荷,试验在发动机上配装了飞机附件的工艺模拟件,即飞机交流发电机和飞机液压泵模拟件,并模拟了两附件安装位置、安装结构、重量和静悬挂力矩。工艺装置如图3所示,主要工艺装置参数如表1所示,均是安装手册中所要求的最大状态。

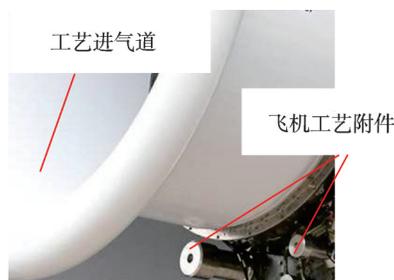


图3 工艺装置

Fig.3 Simulation device

表1 工艺装置参数

Tab.1 Parameters of the simulation device

附件	重量/kg		重量矩/(N·m)	
	飞机附件	设备	飞机附件	设备
进气道	206	208.5	987.15	1 091.8
交流电机	76	76.5	140.00	155.0
液压泵	21	23.0	24.00	26.5

3) 反推力装置。为模拟装机状态发动机中介机匣后安装边的实际载荷,同时满足发动机外涵排气的需要,配装反推力装置。反推力装置与发动机的连接结构、台架吊梁的连接结构装机状态相同。

4) 风扇整流罩。为了便于观察和监控试验中发动机风扇机匣和风扇舱附件、管路的变形等情况,不安装风扇整流罩。因为风扇整流罩前端与进气道搭接,后端与反推力装置搭接,不与发动机直接连接,因此不安装该结构不影响试验有效性。

5) 飞机与发动机连接螺栓。为模拟发动机安装系统与飞机吊挂连接结构强度,飞机和发动机连接螺栓采用装机状态的飞机硬件原件。

#### 1.2.3 防护装置

为了防止断裂的碎片从发动机进口、出口飞出

后对人员安全造成威胁,试验现场在台架两侧加装了防护沙袋装置,防护装置长约15 m、高约8 m。在风扇叶片前后15°范围对应的风扇机匣区域增加了防护钢板,如图4所示。

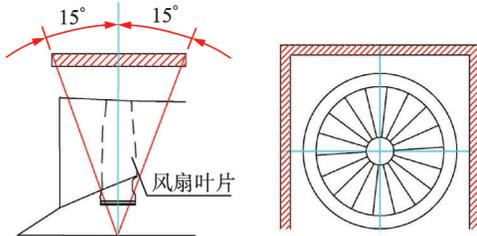


图4 防护钢板

Fig.4 The protective steel plate

#### 1.2.4 过程影像记录装置

试验配备9台高速摄影机,拍摄部位包括发动机进口、机匣外部及发动机尾部等区域。拍摄帧频为1 000~11 000 fps,能够连续拍摄至少20 s,用于记录风扇叶片断裂过程、断裂叶片撞击其他叶片及机匣过程以及飞出碎片的运动轨迹。高速摄影布局如图5所示。

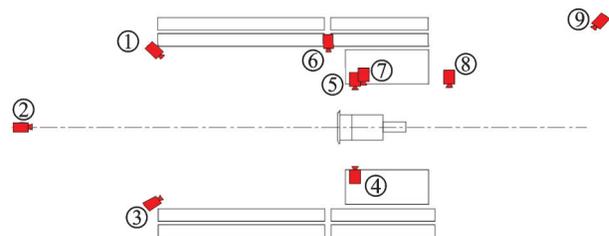


图5 高速摄影布局(俯视)

Fig.5 High speed camera layout (overlook)

### 1.3 测试方案

为了掌握试验过程中冲击载荷作用下的整机力学行为及其动力特性<sup>[16-18]</sup>,试验在常规参数测试基础上,重点针对风扇机匣、转子-支承-机匣系统和安装系统等叶片飞失过程中重点考核结构或薄弱结构,增加了专项振动与应力测试项目,包括风扇机匣、中介机匣、1#支点轴承机匣、涡轮后机匣部位的振动测量和风扇机匣、主安装节、辅助安装节、1#支点轴承机匣部位的应力测量。振动/应力测点设置如图6所示。

#### 1.4 叶片断裂方案

叶片采用主动控制炸药爆破的断裂方式,能够在一定范围内准确控制叶片在预定转速下断裂。试验前,对试验中引爆的1号风扇叶片进行补加工炸

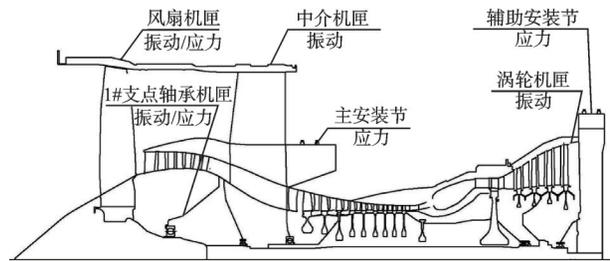


图6 振动/应力测点设置

Fig.6 Position of vibration/stress probe

药,将炸药填充在金属外壳内形成切割索,置于风扇叶片榫头预置孔内。试验时使用无线信号装置实现遥控引爆,起爆信号通过发动机进口正前方的无线信号发射装置发射,发动机风扇盘内腔中的无线信号接收装置接收信号后,通过起爆电源线控制雷管引爆切割索,实现叶片断裂。引爆方案如图7所示。

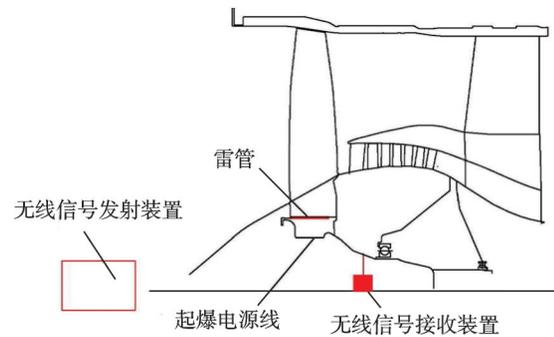


图7 引爆方案

Fig.7 Blasting project

## 2 整机包容试验程序

### 2.1 试验前准备

正式试验前,完成发动机运转情况调试、记录设备校准、起爆信号确定和炸药安装等,具体包括:

1) 试验前,用配重结构替代炸药,采用与试验相同的程序调试试车,对滑油系统、控制系统及整机振动等工作情况进行检查,确认发动机稳定运转,同时检查叶片引爆装置起爆信号发射、接收情况,确保工作稳定可靠,满足试验要求;

2) 校准测试系统等;

3) 检查摄影装置;

4) 防护人员拆除配重结构,完成炸药安装和信号连接。

### 2.2 正式试验

在完成所有试验前准备工作后,开始正式的叶片包容性和转子不平衡试验。试验程序包括:

1) 起动发动机,暖机并使发动机稳定工作,检查摄像系统和测试仪器;

2) 上推至发动机最大转速,稳定运转30 s后,手动按下炸药引爆按钮,确认指定的1号风扇叶片断裂后,开始计时;

3) 保持油门杆不动,15 s后移动油门杆至停车位置。

### 2.3 试验后检查

依据适航规章和设计规范,叶片包容性和转子不平衡试验主要考核发动机风扇机匣的包容能力及发动机传力结构承受风扇叶片飞失后的不平衡载荷能力<sup>[19-22]</sup>,因此在叶片包容性和转子不平衡试验中,发动机需要保证碎片被机匣包容且不导致二次破坏、发动机与机翼保持稳定连接、不发生着火并且维持运转的能力。

对试验后的试验现场进行发动机外观损伤检查,评估发动机状况,按照工程要求对发动机进行拍照,重点针对能够目视检查的项目,包括发动机

安装系统连接情况、机匣表面完整性、外部附件、管路连接、风扇叶片损伤情况以及碎片的位置和大小等。

对试验后的发动机进行分解和深度检查,评估发动机主要零组件的内部损伤,并按照要求对零组件拍照。对重要结构的变形和内部损伤情况进行测量和探伤分析,其中针对风扇机匣、1#支点轴承座、风扇轴和相关连接结构、承力机匣以及发动机主辅安装节等,在设计中重点考虑了风扇叶片飞失载荷下的强度、振动和安全性的零组件。传力路线和重点检查结构如图8所示。其中:黑色为飞失叶片撞击风扇机匣和风扇转、静子碰摩擦力的传递路线,即风扇机匣→中介机匣外环→中介机匣支板→主安装节→发动机吊挂;红色为低压转子的不平衡载荷传递路线1,即风扇盘→风扇后轴→1#/2#轴承→1#/2#轴承座→中介机匣→主安装节→发动机吊挂;蓝色为低压转子的不平衡载荷传递路线2,即风扇盘→风扇后轴→低压涡轮轴→5#轴承→5#轴承座→涡轮后机匣→辅助安装节→发动机吊挂。

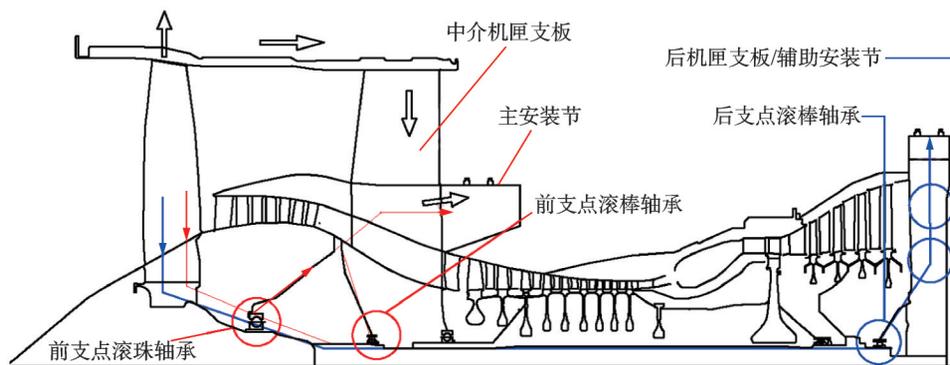


图8 传力路线和重点检查结构

Fig.8 Load transmission path and key inspection structure

## 3 试验结果分析

### 3.1 试验过程分析

发动机正常起动,按照程序运转至转速4 950 r/min后30 s,手动按下引爆信号按钮,1号风扇叶片被预埋炸药切割断裂飞失,撞击机匣,转速急剧下降。15 s后移动油门至停车位置,发动机停车,45 s后风扇转子停止转动。叶片飞失后,发动机安装系统与台架结构连接可靠,部分零件碎片沿着发动机轴线从进口向前和发动机喷口向后飞出,未见穿透风扇机匣飞出的碎片,未发生火情。试验中碎片飞出情况如图9所示。



图9 碎片飞出情况

Fig.9 Fragment flying out situation

### 3.2 影像数据分析

1号叶片与机匣碰磨过程如图10所示。从高速

摄像记录来看,触发引爆按钮后,在逆航向12点钟位置1号风扇叶片指定断裂位置出现火星,表明由炸药引爆,此时记为 $T_0$ ,如图10(a)所示;然后,1号叶片从转子轮盘上脱离并向外飞出,在 $T_0+0.0004$ s时,逆航向周向11点45分位置,对应叶尖的机匣出现火星,同时指定断裂位置火星增大,表明叶尖与风扇机匣接触,与机匣之间出现碰磨,如图10(b)所示。

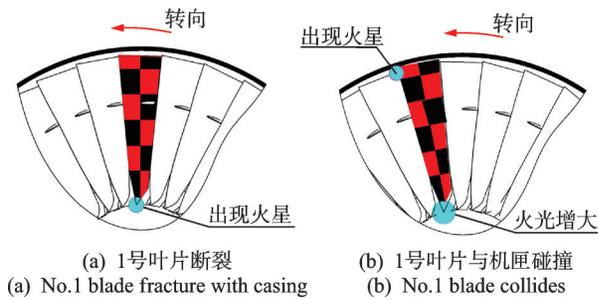


图10 1号叶片与机匣碰磨过程

Fig.10 Rubbing process between No.1 Blade and casing

随后,1号叶片撞击相邻尾随的2号叶片,在 $T_0+0.0018$ s时,逆航向周向10点45分位置,1号叶片中部出现火光,发生断裂;在 $T_0+0.0022$ s时,逆航向周向10点30分位置,1号叶片上部断裂碎片被挤压在2号叶片与机匣之间,产生剧烈碰磨,并随转子转动,1号叶片下部断裂碎片的叶根撞击2号叶片,在2号叶片的中部出现火星。

在 $T_0+0.0032$ s时,逆航向9点钟位置,2号叶片中间断裂,并与其后的高速旋转尾随叶片碰撞,最终撞击机匣。

在 $T_0+0.0158$ s后,1号叶片上部断裂碎片沿着进气道内壁向发动机进口方向螺旋运动,并最终从进气道入口的下前方飞出。

在 $T_0+0.066$ s后,2号叶片上部断裂碎片沿着进气道壁内壁向发动机进口方向螺旋飞出。

### 3.3 振动数据分析

#### 3.3.1 冲击响应

从1#支点轴承机匣、风扇机匣、中介机匣和涡轮后机匣的振动测点检测到的试验数据来看,冲击响应呈现2种变化规律:①沿着发动机传力路线结构中传递;②随着发动机结构损伤变化在不同时间产生变化。

从引爆时刻 $T_0$ 起,冲击信号传递过程如下: $T_0+0.0003$ s时1#支点轴承座率先测量到冲击信号,为风扇叶片断裂飞失引起的转子冲击载荷; $T_0+0.0004$ s时风扇机匣外环振动测点检测到信号,为

飞失叶片冲击机匣引起,二者的冲击载荷为1000g,达到瞬时最大;由于载荷的传递,引爆 $T_0+0.0018$ s时中介机匣内环及外环振动测点测量到冲击信号; $T_0+0.0073$ s时涡轮后机匣测量到冲击信号,这与风扇叶片断裂飞失的载荷传递过程是一致的。

从引爆时刻 $T_0$ 起,各测点检测到的冲击响应随转速变化分为3个阶段:①冲击响应主要表现为风扇叶片撞击机匣的巨大冲击力瞬间造成的冲击响应,持续到引爆后的0.33s;②冲击响应主要表现为由于转静子碰磨、结构损伤等原因造成的各类激振因素和冲击力造成的冲击响应,从引爆后的0.33s持续到1.77s;③冲击响应主要表现为低压转子系统在叶片飞失的大不平衡激励下,呈现的与低压转子基频相同的周期性冲击响应,从引爆后的1.77s持续到停车时刻。

#### 3.3.2 转子振动

叶片断裂瞬间,低压转子振动响应瞬时均达最大,其中风扇转子响应在4个测点中幅值最大,达到4.953mm(峰峰值)。在随后的转子降转过程中,低压转子基频有逐渐增大的趋势。在引爆后约7s低压转速为865r/min时,由于转子系统的结构损伤,在该转速下产生临界转速,使各振动测点低压转子基频达到最大值,其中低压涡轮垂直振动基频幅值最大。

### 3.4 应力应变数据分析

叶片飞失后,1#支点轴承机匣、风扇机匣以及主辅安装节拉杆测点均出现振动响应和冲击响应。其中:1#支点轴承机匣、风扇机匣同时出现输出响应;主辅安装节拉杆响应滞后约0.0002s。

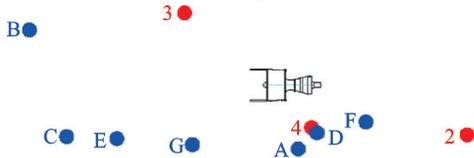
各测点振动响应频率为转速基频,其中:1#支点轴承机匣振动幅值最大应变为3343 $\mu\epsilon$ ,应力为364.4MPa;机匣振动幅值最大应变为2331 $\mu\epsilon$ ,应力为254.1MPa。

叶片飞失后的转速下降过程中共出现8处明显的冲击响应。前6次冲击响应主要在1#支点轴承机匣上的同一个应变测点,其原因为飞失叶片角度与测点周向分布相对应;第7、8次冲击响应各位置测点均出现不同程度的响应。8次冲击响应中,第1次和第8次冲击响应值较大。其中:第1次冲击响应轴承座最大变形量为14.84%;第8次冲击响应轴承座最大变形量为3.52%;前辅助安装节拉杆最大变形量为3.69%;风扇机匣最大变形量为16.69%。

### 3.5 碎片能量分析

#### 3.5.1 碎片位置

叶片包容性和转子不平衡试验后,对试验碎片进行了收集和整理,共收集碎片108件,包括断裂叶片、卡箍及螺栓等的碎片。1号和2号风扇叶片碎片分布和位置分别如图11、表2所示。



红色为1号风扇叶片碎片;蓝色为2号风扇叶片碎片

图11 1号和2号风扇叶片碎片分布

Fig.11 Fragment distribution of No.1 and No.2 fan blades

表2 1号和2号风扇叶片碎片位置

Tab.2 Fragment location of No.1 and No.2 fan blades

碎片号	x/m	y/m	质量/g	备注
2	-28.0	-6.0	75	1号叶片
3	6.0	5.9	95	1号叶片凸肩
4	-8.0	-3.3	328	1号叶片凸肩
A	-3.0	-5.5	23	2号叶片
B	20.0	5.4	9	2号叶片
C	9.0	-7.1	16	2号叶片
D	-7.0	-2.5	9	2号叶片
E	12.0	-4.2	318	2号叶片凸肩
F	-14.0	-3.4	32	2号叶片凸肩
G	-2.9	-4.1	173	2号叶片

1号、2号风扇叶片的损伤情况分别如图12、13所示。其中,1号叶片飞断部分的根部(约2603g)留存在风扇转静子叶片之间的流道内。

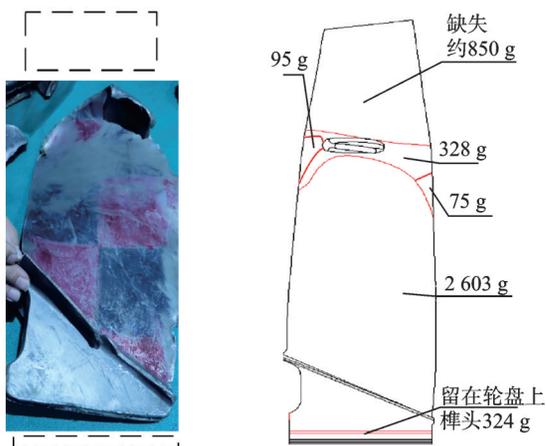


图12 1号风扇叶片的损伤情况

Fig.12 Damage of No.1 fan blade

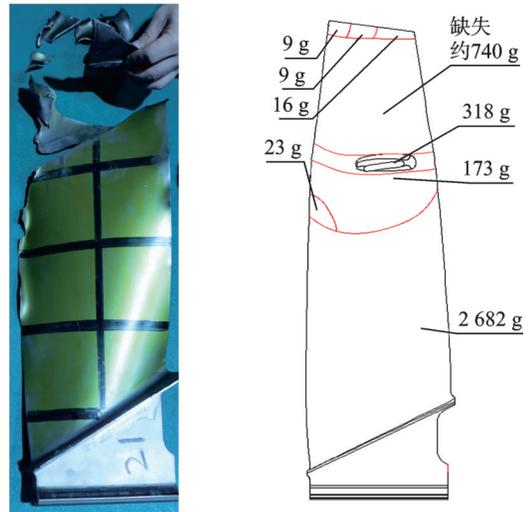


图13 2号风扇叶片的损伤情况

Fig.13 Damage of No.2 fan blade

#### 3.5.2 碎片能量分析

1) 碎片速度分析。对1号叶片凸肩部位碎片(简称 $b_1$ )飞出速度 $V_2$ 进行分析,假设 $b_1$ 质量均匀分布,在进气道内为匀速减速过程,叶片断裂后叶尖的实际速度下降按10%计算。由风扇转速及断裂时叶片尺寸可计算出 $b_1$ 断裂时刻前平均速度;根据工艺进气道尺寸和高速摄影记录的碎片飞行轨迹,可以计算出 $b_1$ 飞出的距离长度。

根据高速摄像判别的由断裂到飞出的时间差 $\Delta t$ 为0.0015s,则 $b_1$ 在进气道进口处的飞出速度为

$$V_2 = 2\bar{V}_1 - V_1' = 71.4 \text{ m/s}$$

其中: $V_2$ 为 $b_1$ 飞出速度; $\bar{V}_1$ 为 $b_1$ 在进气道中的平均速度; $V_1'$ 为 $b_1$ 断裂时刻速度。

2) 碎片能量分析。假设其余叶片飞出速度与 $b_1$ 飞出速度相同,计算1号和2号叶片碎片的飞出能量。其中,1号和2号叶片碎片能量最大分别为1.843kJ和1.529kJ,其余碎片能量均小于1kJ。

#### 3.5.3 不平衡量分析

对所有叶片掉块进行称重,共计约6.33kg,按此计算风扇叶片飞失量约为1.48片。按照风扇叶片直径计算,叶片飞失过程中约产生2.69kg·m的不平衡量。

### 3.6 分解检查结果分析

1) 从分解检查结果来看,1号风扇叶片从榫头处断裂,相邻的2号叶片从叶中断裂,其余叶片没有断裂,损伤主要为进、排气边变形、轻微撕裂和掉块。风扇叶片的损伤分布如图14所示。

2) 风扇机匣完整,叶片断裂后引起转子系统较大变形,并与机匣产生剧烈碰磨,导致了包容机匣的

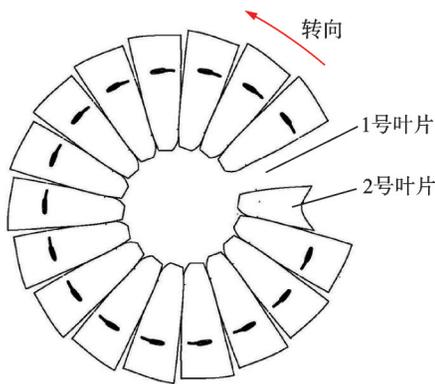


图14 风扇叶片的损伤分布

Fig.14 Damage position of all fan blade

复合材料包容环从机匣上脱落。断裂叶片根部向风扇叶片后侧飞失,撞击风扇转子和静子叶片之间的机匣和静子叶片,导致局部的风扇静子叶片脱落,未出现危及飞行安全的零件损坏。

3) 低压转子轴系结构,包括风扇轴、低压涡轮轴和相关连接结构无损伤。低压转子的全部支点,包括1#支点、2#支点和5#支点轴承全部转动灵活,工作表面无异常磨损痕迹。

4) 承力系统中,中介机匣和涡轮后机匣结构完整,机匣表面和各机匣连接结构等零组件状态良好,各支点轴承座和轴承座连接结构无损伤。其中,1#支点轴承座与中介机匣止口连接处的局部螺母松脱力矩消失,轴承座止口在弯矩载荷作用下产生变形,端面跳动超出了设计结果。

5) 主、辅安装节无损伤、裂纹和异常变形等情况。关节轴承连接处转动灵活,螺栓、螺母无松动,推力拉杆、传力销等传力结构无异常变形。

6) 发动机外部管路无破裂或断裂、漏油等现象。

总体来看,试验后发动机整机结构完整,没有危及飞行安全的零件损坏。

#### 4 适航符合性分析

从试验过程来看,在预定转速状态,指定的1片风扇叶片被预埋炸药从预定位置炸断,满足试验要求。

按照叶片包容性和转子不平衡适航符合性要求,即发动机以最大允许转速工作时,最危险的风扇叶片在榫头最外侧的榫槽处发生断裂后,发动机包容损坏,并且15 s内没有发生着火和安装构件破坏。对发动机的适航符合性进行分析,结果如下:

1) 高速摄像、试验现场检查和解剖检查结果显示,试验过程中无高能碎片穿透机匣飞出;

2) 现场检查和分解检查结果显示,发动机安装系统与试验台架连接稳定,零组件状态良好;

3) 高速摄像结果显示,试验过程中未发生着火;

4) 试验中,风扇叶片断裂后45 s时低压转子完全停转,发动机具备停车能力;

5) 飞机引气系统引气成分检测结果显示,气体成分满足要求。

试验结果分析表明,发动机满足相关适航符合性要求。

#### 5 结论

1) 采用炸药断裂的叶片主动飞失方案,准确地控制了1片风扇叶片在规定转速下断裂。

2) 试验过程中碎片从发动机进口、出口的轴向飞出,飞出的最大能量为1.843 kJ,未出现碎片穿透机匣飞出情况。发动机安装节与试验台架连接稳定,未发生火情。发动机在18 s后停车,表明发动机满足叶片包容性和转子不平衡适航符合性要求。

3) 叶片断裂后各振动、应力应变测点先后测量到了强烈的冲击信号、风扇叶片损伤引起的额外不平衡量,以及转静子碰摩加剧和叶片飞失冲击力造成的轴承座连接结构损伤。

#### 参 考 文 献

- [1] 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.
- [2] 陈光. PW4077 风扇叶片断裂引发的重大故障简析[J]. 航空动力, 2021(5): 36-38.  
CHEN Guang. Analysis to the faults caused by fracture of PW4077 fan blades[J]. Aerospace Power, 2021(5): 36-38. (in Chinese)
- [3] 龚梦贤, 王旅生, 曹凤兰. 叶片包容性试验研究[J]. 航空动力学报, 1992(2): 144-146, 194.  
GONG Mengxian, WANG Lüsheng, CAO Fenglan. Experimental research on blade containment[J]. Journal of Aerospace Power, 1992(2): 144-146, 194. (in Chinese)
- [4] 吕登洲. 航空发动机包容试验中风扇叶片爆破飞脱技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
- [5] 白水. 遛达800型风扇叶片包容试验成功[J]. 国际航空, 1994(4): 64.  
BAI Shui. The fan blade containment test of Trent800 engine was finished successfully[J]. International Aviation, 1994, 43(4): 64. (in Chinese)

- [6] 梁春华. RR公司完成TRENT900发动机的叶片包容试验[J]. 航空发动机, 2003, 29(3): 44.  
LIANG Chunhua. Rolls-Royce finished blade containment test of TRENT900 engine [J]. Aeroengine, 2003, 29(3): 44.(in Chinese)
- [7] 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)
- [8] KIVANC S, STEVE K, AZIM E. Development of a generic gas turbine engine fan blade-out full-fan rig model [R]. United States: Fedral Aviation Administration, 2015.
- [9] JASON B H. Developing an efficient FEM structural simulation of a fan blade off test in a turbofan jet engine [D]. Saskatoon: University of Saskatchewan, 2007.
- [10] YANG B. Blade containment evaluation of civil aircraft engines [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(1): 9-16.
- [11] 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.(in Chinese)
- [12] 郭明明. 航空发动机风扇机匣包容试验叶片爆破飞脱方法研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2016.
- [13] 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, LÜ Dengzhou, HONG Weirong, et al. Blade out methods of aeroengine case containment test[J]. Aeroengine, 2016, 42(2): 73-76.(in Chinese)
- [14] 姜新瑞, 林山, 李诗军. 大涵道比涡扇发动机整机包容试验方法分析[J]. 航空发动机, 2021, 47(supp1): 60-63.  
JIANG Xinrui, LIN Shan, LI Shijun. Analysis of engine containment test method of turbofan engine with high by-pass ratio[J]. Aeroengine, 2021, 47(supp1): 60-63.(in Chinese)
- [15] 何歆, 张弓. 民用航空发动机适航要求解读: 结构审定[M]. 北京: 航空工业出版社, 2019: 798-125.
- [16] 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.
- [17] 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)
- [18] 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)
- [19] 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)
- [20] 陈伟, 刘璐璐, 宣海军, 等. 突加高能载荷作用下航空发动机结构动态响应及安全性综述[J]. 推进技术, 2020, 41(9): 2099-2119.  
CHEN Wei, LIU Lulu, XUAN Haijun, et al. Review on dynamic response and safety of engine structure under sudden high energy load[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(9): 2099-2119.(in Chinese)
- [21] 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)
- [22] 徐雪, 李宏新, 冯国全. Trent900发动机风扇叶片飞失后低压转子动力学行为仿真[J]. 航空动力学报, 2020, 35(4): 744-756.  
XU Xue, LI Hongxin, FENG Guoquan. Low pressure rotor dynamic behavior simulation of Trent900 engine after fan blade out [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4): 744-756.(in Chinese)



**第一作者简介:**张清,女,1983年2月生,硕士、研究员。主要研究方向为大涵道比发动机总体结构设计及适航符合性验证。  
E-mail: zq252098052@163.com