

某型发动机涡轮叶片断裂故障分析

李武元¹ 夏致斌² 付 姮¹ 涂昌青¹

(1 中航工业南方航空动力机械公司, 株洲 412002)

(2 株洲职业技术学院, 株洲 412001)

文 摘 某型航空发动机进行地面开车时涡轮叶片失效。通过对发动机的分解检查, 断裂叶片的冶金分析, 确定低压一级涡轮工作叶片为发动机故障的肇事件, 其断裂性质为过载断裂; 通过对低压一级涡轮工作叶片和导向叶片等零件间隙的计算分析, 加工过程复查、疲劳试验及相关尺寸链计算, 并采用故障树法对叶片断裂原因进行了系统分析, 确定低压一级涡轮工作叶片断裂是其与低压一级涡轮导向叶片之间产生轴向碰磨引起的; 该发动机在厂内试车时多次喘振引起一级导向器内机匣和定距半环局部变形, 造成低压一级工作叶片与导向叶片在上缘板处的轴向间隙消失是轴向碰磨产生的原因。针对故障原因, 制定了控制气动稳定性检查次数, 控制各级涡轮工作叶片上下缘板端面轴向错移量, 改进定距半环, 控制定距半环与涡轮机匣安装槽轴向间隙, 试车后检查低压涡轮后轴承外环跑道痕迹宽度等改进措施。

关键词 发动机, 涡轮叶片, 故障, 轴向碰磨

Fault Analysis of Certain Aero-Engine Turbine Blades Broken

Li Wuyuan¹ Xia Zhibin² Fu Heng¹ Tu Changqing¹

(1 AVIC South Aviation Industry Co., Ltd., Zhuzhou 412002)

(2 Zhuzhou Professional Technology College, Zhuzhou 412001)

Abstract The certain enging was disassembled and inspected because of its turbine blades being invalidated at ground starting. In this paper, it records the fault condition, takes computational analysis of clearance between low pressure first stage turbine working blades and low pressure first stage guide blades of the fault engine, takes metallurgical analysis and workpiece processing analysis and durability testing and mutuality dimension chain computing for engine broken blades. Taking systems analysis for blades broken reason by fault tree, it finds out the reason of engine blades invalidated and advances improving advices.

Key words Engine, Turbine blade, Fault, Axial bump

0 引言

航空发动机叶片是航空发动机最关键的零件之一, 是发动机气流通道的主要零件, 在高转速、高温度、高负荷、高应力状态下工作, 其受力状况极其复杂, 不仅承受离心负荷、弯扭负荷、温度负荷, 还受到振动、腐蚀、热冲击、气流冲击、蠕变、疲劳、接触挤压、微动磨蚀、外来物击伤等方面的作用, 工作环境恶劣, 工况多变, 结构复杂^[1]。在发动机故障中, 叶片故障占了相当大的比例, 我国在役使用和研发的航空发动机中, 几乎无一幸免地发生过叶片断裂问题, 严重地影响了航空发动机的使用安全。从航空发动机暴露

的故障情况来看, 具有以下特点: 一是故障模式多样, 常见的失效模式为裂纹或折断, 也有局部掉块、烧蚀、叶尖磨损、变形伸长等; 二是故障原因复杂, 叶片断裂失效多是因振动引起的高周疲劳。另外叶片榫头由于微动磨损会形成微动磨蚀, 涡轮叶片因受热负荷会产生蠕变疲劳, 还有非正常工况引起超温、振动、腐蚀、击伤, 均可导致叶片失效, 叶片生产过程中的加工缺陷、冶金缺陷及装配不当也是导致叶片失效的常见原因^[2-3]。某型航空发动机在地面开车时叶片失效, 本文分析研究了故障问题产生的深层次原因及解决办法。

收稿日期: 2013-03-05

作者简介: 李武元, 1966 年出生, 研究员, 主要从事生产及质量管理工作。E-mail: liwuyuan@163.com

1 故障现象

某型发动机地面开车时,将油门手柄推至最大状态,超温 1 告警灯闪亮,收油门停车过程中机外人员发现尾喷口有异物喷出。现场检查发动机,发现低压二级涡轮导向叶片及工作叶片全部损伤,发动机返厂分解检查,累计工作约 46 h,起动机 92 次。

1.1 整机分解前检查

(1)分解前,手动高、低压转子,均转动灵活。

(2)低压涡轮受损严重。

(a)低压二级涡轮工作叶片弯曲变形,导向叶片排气边损伤严重,低压二级涡轮盘下方有大量叶片碎块。

(b)低压一级涡轮工作叶片全部断裂,工作叶片缘板与导向叶片缘板之间有较重的磨损痕迹,36 片

导向叶片排气边上缘板断裂。低压一级涡轮导向器内机匣叶片安装槽后端外圆与低压一级工作叶片下缘板前端严重磨损。

(3)6 片高压涡轮工作叶片进气边上缘板与高压涡轮导向叶片排气边上缘板径向磨损。

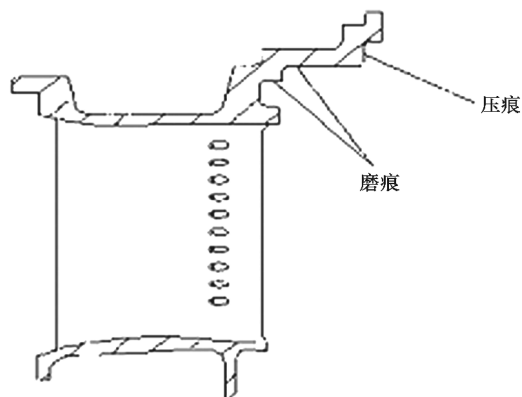
(4)未发现多余物、外来物,零、部件无松脱现象。

(5)风扇、分流机匣、压气机、燃烧室、各轴承无异常。

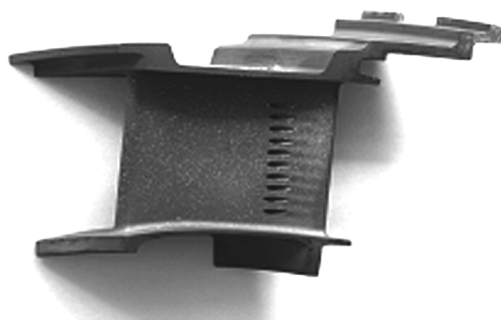
1.2 分解检查

1.2.1 高压涡轮导向叶片

高压涡轮导向叶片上缘板靠排气边有两处径向轻微磨痕、一处端面轻微压痕,如图 1 所示。



(a) 示意图



(b) 实物图

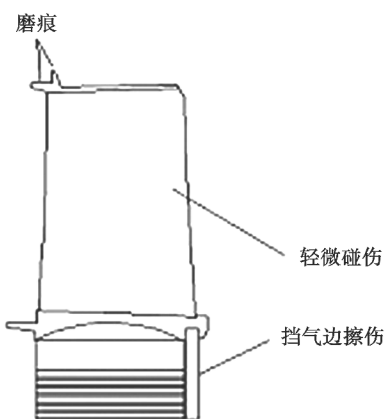
图 1 高压涡轮导向叶片故障分布图

Fig. 1 Fault distribution diagram of high pressure turbine guide blade

1.2.2 高压涡轮工作叶片

高压涡轮工作叶片有 12 片排气边轻微碰伤。上

缘板顶部靠进气边有两处径向轻微磨痕,挡气片有擦伤痕迹,进气边正常,如图 2 所示。



(a) 示意图



(b) 实物图

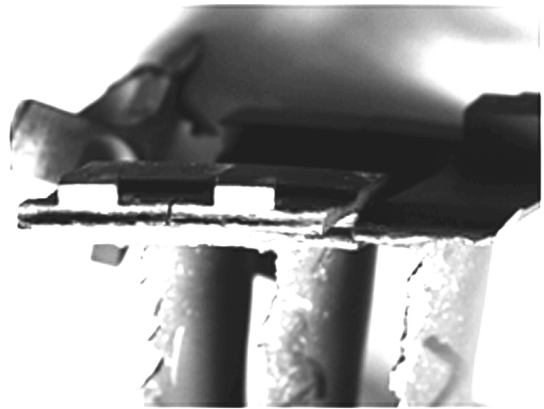
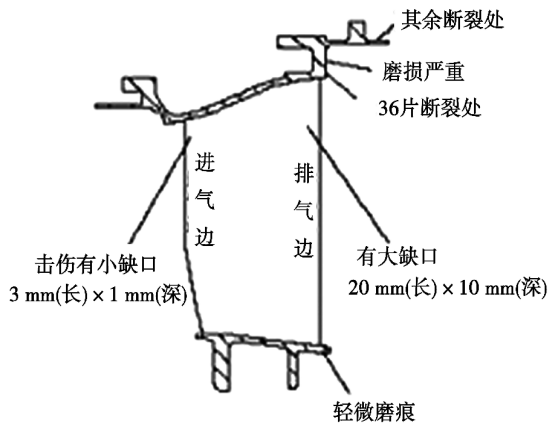
图 2 高压涡轮工作叶片损伤图

Fig. 2 Mar diagram of high pressure turbine working blade

1.2.3 低压一级涡轮导向叶片

进气边靠上缘板处有击伤,并有 3 mm(长)×1 mm(深)的小缺口。排气边有 20 mm(长)×10 mm(深)的较大缺口。36 片排气边上缘板从挂钩槽根部

断裂,47 片从尾部断裂。排气边下缘板有轻微磨痕。排气边可见锯齿形掉块和较多白色击伤凹坑,如图 3 所示。



(a) 示意图

(b) 实物图

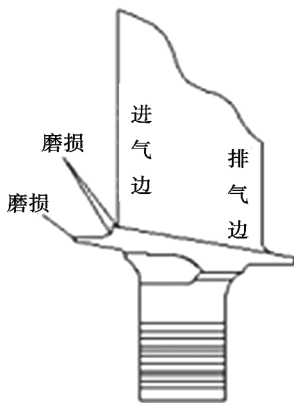
图3 低压一级涡轮导向叶片故障分布

Fig.3 Fault distribution diagram of low pressure first stage turbine guide blade

1.2.4 低压一级涡轮工作叶片

110片叶片叶身全部断裂,断裂位置距下椽板高度2~31mm不等,排气边呈锯齿形缺口,叶片从叶背

向叶盆方向弯曲变形,进气边下缘板及根部转接R处均有磨损,成槽状,叶盆、叶背均有击伤凹坑,如图4所示。



(a) 示意图

(b) 实物图

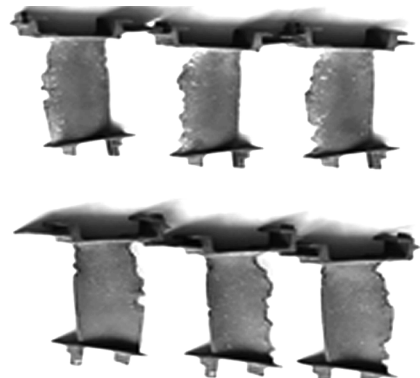
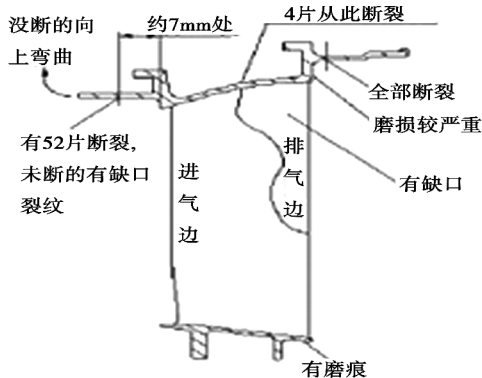
图4 低压一级涡轮工作叶片损伤情况

Fig.4 Mar diagram of low pressure first stage turbine working blade

1.2.5 低压二级涡轮导向叶片

低压二级涡轮导向叶片进气边、排气边均有不同程度缺口。52片进气边上缘板断裂,其余未断裂的叶片离端面7mm处上缘板均有裂纹,并有缺角。所

有叶片排气边上缘板全部断裂,排气边下缘板内径处有较重磨损,少部分有缺角。4片从上缘板中部向排气边方向有斜向断裂,如图5所示。



(a) 示意图

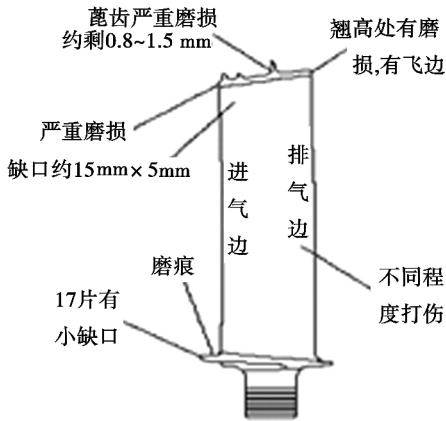
(b) 实物图

图5 低压二级涡轮导向叶片

Fig.5 Low pressure second stage turbine guide blade

1.2.6 低压二级涡轮工作叶片

低压二级涡轮工作叶片,在叶尖部位由叶盆向叶背方向弯曲,在叶根部位由叶背向叶盆方向弯曲。前2道封严篦齿严重磨损,弯曲的叶片篦齿一端已磨平并有飞边;叶身进气边损伤严重,靠叶冠处有15 mm



(a) 示意图

(长)×5 mm(深)的缺口。排气边都有不同程度损伤;17片在进气边下缘板有小缺口。进气边下缘板外径处有明显磨痕,排气边上下缘板无磨损,如图6所示。



(b) 实物图

图6 低压二级工作叶片故障分布图

Fig. 6 Fault distribution diagram of low pressure second stage working blade

1.2.7 定距半环

定距半环端口变形,两个半环呈波浪形,内表面

严重磨损,外表面有5 mm(长)×2 mm(宽)的间断压痕,如图7所示。

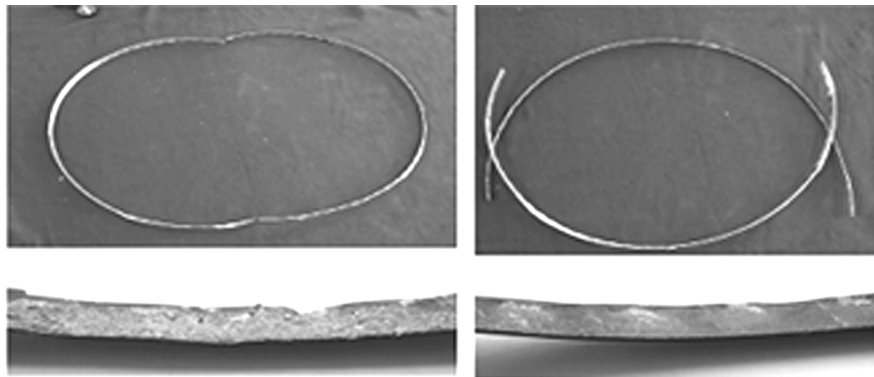


图7 定距半环

Fig. 7 Fixed piston half hoop

1.2.8 低压一级涡轮导向器内机匣

低压一级涡轮导向器内机匣后凸缘外径 $\Phi 343$ mm处,在对称方向有弧长分别为120和130 mm的磨损缺口,见图8。

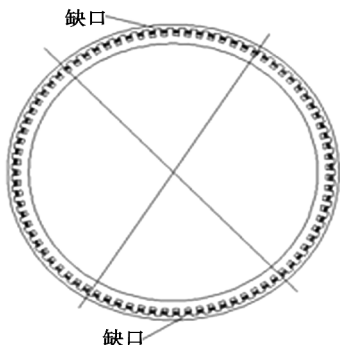


图8 低压一级导向器内机匣损伤示意图

Fig. 8 Low pressure first stage guider inner case mar diagram

1.2.9 低压二级涡轮导向器内机匣

低压二级涡轮导向器内机匣叶片安装处有较深印痕,辐板后端面有多处轻微击伤。

1.2.10 后支承

后支承内通道有多处击伤,分布较密集。

2 制造符合性质量分析

对高压涡轮工作叶片和导向叶片、两级低压涡轮工作叶片和导向叶片、涡轮机匣、定距半环、涡轮导向器内机匣的毛坯、机械加工进行了复查,还对零部件试验、整机装配和试车原始记录等资料进行了复查。

2.1 毛坯质量

装用的涡轮工作叶片和导向叶片、涡轮机匣、定距半环、涡轮导向器内机匣的毛坯均为合格品,铸造、锻造、热处理符合工艺要求,原材料符合冶金技术条件。

2.2 机加工质量

所有涡轮工作叶片、导向叶片、涡轮机匣、定距半环、内机匣各种原始记录、试验报告、加工过程正常。

2.3 装配试车

首次装配好后送车台进行工厂试车,发现温度场不合格、 T_5 温度偏高和喘振转速偏高的问题,先后三次返装配车间进行分解排故,第四次发车台,并完成检验试车,并合格交付。

在整个试车中,共进行了13次气动稳定性检查,其中11次不合格,2次合格。

2.4 尺寸测量、检查和计算

(1)根据低压一级涡轮工作叶片和导向叶片磨损现象,对相关零件的有关尺寸进行了测量,除低压一级涡轮导向器内机匣安装叶片槽尺寸宽0.71 mm、平行度超差0.86 mm外,其他尺寸均符合要求。

(2)对7台发动机及1台原型样机低压涡轮后轴承外环跑道痕迹进行了检查,故障发动机低压涡轮后轴承外环跑道磨痕较重,痕迹宽度为11 mm,而滚子长9 mm,去除两边倒角及鼓形量的影响,实际滚子接触宽度小于9 mm。

(3)检查6台发动机和1台原型样机的低压一级涡轮工作叶片叶冠前缘轴向相对错移最大值,分别为1.0、0.92、0.94、1.18、0.86、1.5 mm。

2.5 根据低压一级涡轮工作叶片和导向叶片磨损现象,对相关零件的间隙进行了复查计算。

(1)低压一级涡轮工作叶片与导向叶片间隙,径向间隙与原型机大修手册一致,此处轴向间隙原型机大修手册无规定。从盘缘前端面到内机匣后端面的轴向间隙计算值为6.72~7.53 mm,符合大修手册的规定值6.0~8.7 mm的要求。

(2)定距半环装配间隙,定距半环前端面与低压一级涡轮导向叶片上缘板定距凸台的轴向间隙计算值为0.25~0.7 mm,大修手册的规定值为0.20~0.35 mm。

(3)对机匣与低压涡轮转子在最大工作状态时的轴向热膨胀量进行了估算,结果为两者热膨胀量相差1.7 mm。由此导致低压一级涡轮工作叶片与导向叶片上缘板的轴向工作间隙缩小了1.7 mm。考虑到低压转子球轴承的轴向游隙0.23 mm,实际工作间隙缩小了1.47 mm。最大工作状态低压一级涡轮工作叶片与导向叶片上缘板的轴向间隙由静态的3.47~4.63 mm变为2.00~3.16 mm。

3 理化分析

对高压涡轮工作叶片和导向叶片、两级低压涡轮工作叶片和导向叶片、定距半环、低压一级涡轮导向器内机匣进行了冶金分析。

(1)高压涡轮工作叶片和导向叶片、两级低压涡轮

工作叶片和导向叶片、定距半环、低压一级涡轮导向器内机匣等零件的化学成份均符合相应技术条件要求。

(2)GH4133 低压二级涡轮工作叶片的显微组织为 γ +碳化物,晶粒度2~3级+4~5级+少量1级;其余铸造K403叶片的显微组织均正常,虽然 γ' 相随叶片的种类不同而略有粗细的差别,但未发现由于严重超温引起的 γ' 相回溶和聚集长大现象,说明该发动机在工作过程没有出现严重的超温现象。GH1140 定距半环显微组织正常,为 γ +碳化物,晶粒度7~8级。GH1140 低压一级导向器内机匣,显微组织正常,为 γ +碳化物,晶粒度4~2级。

(3)对110片低压一级涡轮工作叶片进行了全面的宏观断口分析,筛选出9片低压一级涡轮工作叶片进行扫描电镜断口分析,均没有发现疲劳源和疲劳条带。宏观及微观断口均呈现过载断裂特征,低压一级涡轮工作叶片断裂性质为大应力过载断裂。

4 叶片振动疲劳试验

在试验器上,进行了12片低压一级涡轮工作叶片在工作温度下的振动疲劳试验。试验结果是:在95%置信度和99%存活率条件下,这些叶片的疲劳安全寿命循环次数为32 531次,比原型样机叶片的10 597次高。

5 故障分析

5.1 判读飞参记录

判读故障发动机地面开车的飞参记录,4 min56 s~5 min01 s的飞参数据见表1。

表1 飞参数据

Tab.1 Flight parameter data

E_t	$T_5/^\circ\text{C}$	$N_1/\%$	$N_2/\%$	$A/(^\circ)$
4:56	647.00	90.00	106.80	60.9
4:57	647.00	90.00	106.91	60.9
4:58	648.00	89.40	106.91	60.9
4:59	650.00	88.91	106.68	60.1
5:00	674.00	86.27	105.95	54.3
5:01	659.00	82.55	105.58	28.8

第4 min57 s到58 s,高压转子转速(N_2)保持为106.91%,低压转子转速(N_1)从90%降到89.4%,排气温度(T_5)从647 $^\circ\text{C}$ 升高到648 $^\circ\text{C}$ 。第4 min59 s,高压转子转速为106.68%,低压转子转速降到88.91%,排气温度升高到650 $^\circ\text{C}$,开始收油门。第5 min0 s时,高压转子转速降为105.95%,低压转子转速降为86.27%,排气温度继续升高到674 $^\circ\text{C}$ 。此后,因油门操纵杆收到停车位置,发动机高压转子转速、低压转子转速、排气温度一直持续降低。由此分析认为,在第4 min57到58 s瞬间,发动机出现了故障。

5.2 原发故障部位确定

- (1) 从飞参记录可以看出, N_1 快速下降, N_2 基本正常, 略有下降。
- (2) 从分解检查结果来看, 高压涡轮工作叶片和导向叶片缘板磨痕较轻。低压二级涡轮工作叶片弯曲变形, 导向叶片排气边损伤严重。低压一级涡轮工作叶片及 36 片导向叶片全部断裂。
- (3) 未发现多余物、外来物, 零、部件无松脱现象。
- (4) 风扇、分流机匣、压气机、燃烧室、各轴承无异常。
- (5) 工作叶片缘板与导向叶片缘板之间有较重的磨损痕迹。低压一级涡轮导向器内机匣叶片安装槽后端

外圆与低压一级工作叶片下缘板前端严重磨损。

(6) 对叶片进行理化分析, 组织正常, 均没有发现疲劳源和疲劳条带。宏观及微观断口均呈现过载断裂特征, 低压一级涡轮工作叶片断裂性质为大应力过载断裂。

从判读结果和分解检查结果来看, 可以判定原发故障部位为低压一级涡轮。

5.3 故障树分析

叶片过载断裂的原因分为超温烧损、超转过载、碰撞卡滞过载、卡滞过载以及振动过载等^[4], 其故障树分析见图 9。

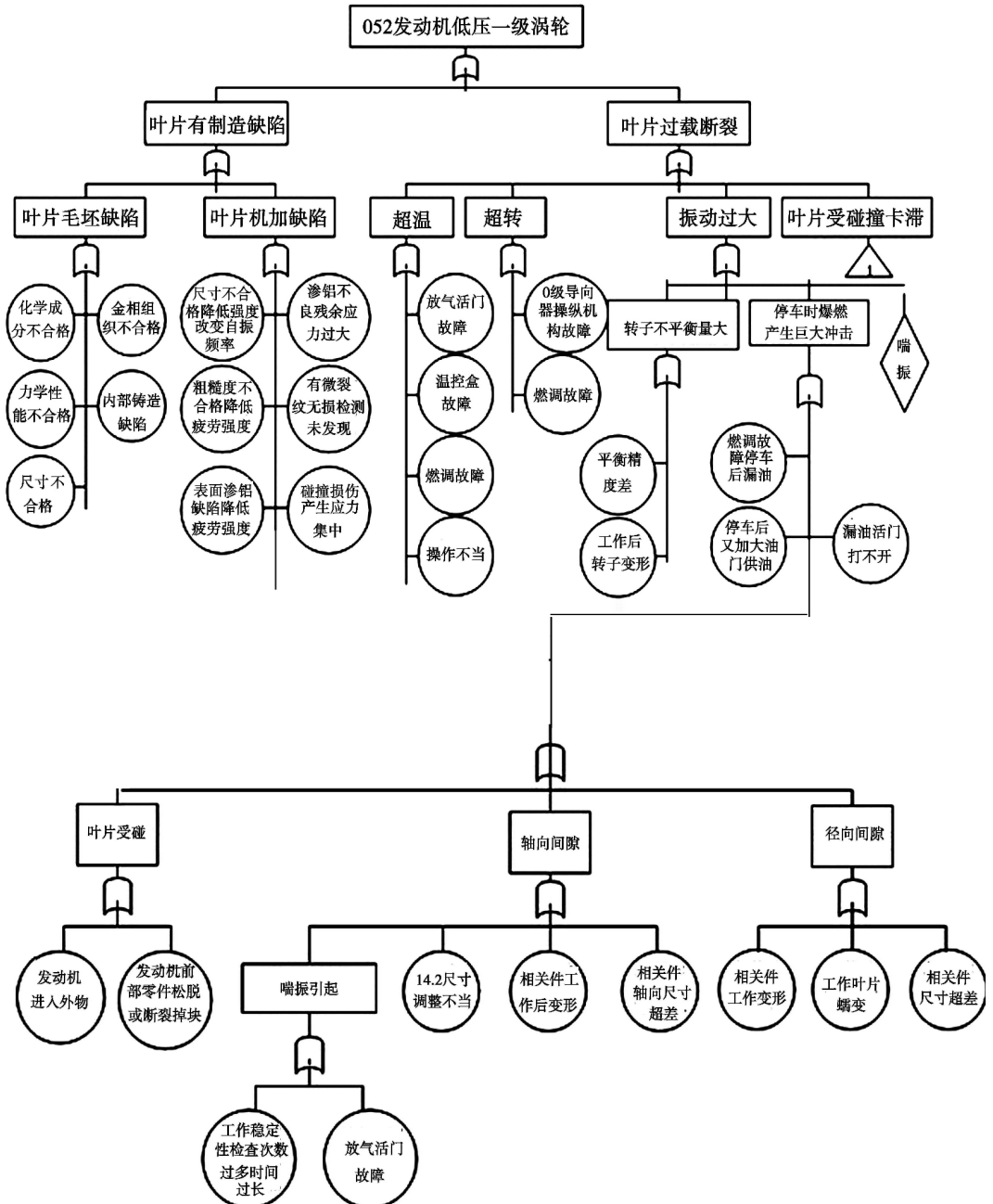


图 9 发动机低压一级涡轮工作叶片断裂故障树

Fig. 9 Broken trouble tree of low pressure first stage turbine working blade

(1)根据零件加工质量复查、工艺和设计质量复查情况正常的结果,低压一级涡轮工作叶片在工作温度下振动疲劳试验结果以及冶金分析为瞬断的结论,可以排除叶片因毛坯和机械加工缺陷这一因素,因此该故障不是因叶片本身制造质量问题导致的。

(2)高压涡轮工作叶片前的部件结构完好,分解过程中未发现外物,因此可以排除外物、零件松动或掉块造成叶片碰撞卡滞的原因。

(3)在外场使用中没有出现超温、超转和振动超标的记录,因此可以排除超温、超转过载和振动过载等原因。

因此,故障发动机产生故障的原因是由于工作过程中低压一级涡轮工作叶片和低压一级导向叶片间轴向间隙过小引起碰磨所致。

5.4 故障机理分析

在最大状态下,如果低压一级涡轮工作叶片与导向叶片之间轴向间隙消失,则会造成转子与静子轴向碰磨,使低压转子转速有所下降。碰磨部位摩擦发热变形,更加剧了转子与静子碰磨,形成恶性循环,从而导致低压一级涡轮工作叶片切断低压一级涡轮导向叶片排气边外缘板。被切断的低压一级涡轮导向叶片排气边外缘板卡在低压一级涡轮工作叶片与涡轮机匣之间,造成低压一级涡轮工作叶片瞬间断裂。低压一级涡轮工作叶片断裂后,涡轮后排气温度有所上升^[5]。

5.5 轴向碰磨原因分析

(1)轴向间隙计算分析

按设计图样尺寸计算低压一级涡轮工作叶片进气边上缘板与低压一级导向叶片排气边上缘板之间的静态轴向间隙为 $\Delta_2 = (3.47 \sim 4.63) \text{ mm}$,取下限值减去低压一级涡轮工作叶片上缘板轴向最大凸出量 0.75 mm 、受热膨胀影响静子和转子同时向后伸长在 Δ_2 处的差值 1.7 mm 、定距半环与其安装槽和低压一级导向叶片的轴向最大间隙 0.7 mm ,再加上风扇转子前轴承游隙最小值 0.23 mm ,则工作状态的最小间隙为 0.55 mm ,正常极限状态下也不会产生碰磨。

(2)故障发动机的特殊性

(a)厂内共进行13次气动稳定性检查试车,由于多次喘振,造成低压一级导向器内机匣翘曲变形和定距半环有较深的压痕,造成低压一级涡轮导向叶片上缘板与定距半环的间隙消除。返厂检查低压一级涡轮导向器内机匣翘曲变形量为 0.86 mm 。

(b)低压涡轮后轴承外环跑道痕迹宽度为 11 mm ,痕迹较重,也说明了该机在工作时低压一级涡轮

转子与静子的轴向间隙变小。

(3)碰磨分析

由于故障发动机在厂内试车13次喘振,造成低压一级导向器内机匣和定距半环局部变形。致使低压一级导向叶片排气边上缘板向外翘,挤压定距半环外张,导致低压一级导向叶片逐步后移,进一步挤压定距半环外张,变形加大,最终造成低压一级工作叶片与导向叶片在上缘板处的轴向间隙消失,转子与静子碰磨。

6 改进措施

(1)控制气动稳定性检查次数,累计少于5次的可以正常交付;超过5次的分解检查涡轮相关部件的变形情况,无明显变形的可以正常交付。

(2)制订各级涡轮工作叶片上下缘板端面轴向错移量的控制标准。

(3)提出定距半环改进方案。

(4)装配时,增加定距半环与涡轮机匣安装槽轴向间隙的控制值。

(5)工厂试车后增加低压涡轮后轴承外环跑道痕迹宽度的检查。

(6)明确在发动机装配时,测量并记录相关涡轮部件转子的尺寸,计算并记录转子与静子的实际间隙。

7 结论

(1)低压一级涡轮工作叶片断裂性质为过载断裂,其原因是与低压一级涡轮导向叶片之间产生轴向碰磨引起的。

(2)碰磨原因是该机在厂内试车时多次喘振引起一级导向器内机匣和定距半环局部变形,造成低压一级工作叶片与导向叶片在上缘板处的轴向间隙消失所致。

参考文献

[1] 张栋,钟培道,陶春虎,等.失效分析[M].北京:国防工业出版社,2004

[2] 傅国如,禹泽民,王洪伟.航空涡喷发动机压气机转子叶片常见失效模式的特点与规律[J].失效分析与预防,2006,1(1):18-24

[3] 崔雄华,朱宝田,刘树涛,等.某燃气轮机压气机I级叶片断裂失效分析[J].失效分析与预防,2006,1(3):22-26

[4] 傅国如,杨兴宇.某型发动机压气机二级叶片断裂故障分析[J].宇航材料工艺,2000,30(增刊):63-67

[5] 王红,左华付,何训,等.某航空发动机第三级涡轮叶片失效分析[J].失效分析与预防,2007,2(1):24-28

(编辑 吴坚)