

文章编号:1000-6893(2010)02-0285-05

某发动机空中停车事件的失效分析

唐海军, 曹大树, 姚红宇

(中国民用航空总局 航空安全技术中心, 北京 100028)

Failure Analysis on In-flight Shutdown of an Aero Engine

Tang Haijun, Cao Dashu, Yao Hongyu

(Center of Aviation Safety Technology, Civil Aviation Administration of China, Beijing 100028, China)

摘 要: 对一台发生空中停车的发动机进行了现场分解调查和实验室分析工作。分解发现肇事件是 1 组低压涡轮 4 级(LPT4)静子叶片,该叶片组因固定沟槽断裂而向后翘起打断所有 LPT4 转子叶片,并将低压涡轮部分 5 级(LPT5)和全部 6 级(LPT6)叶片打断。宏观和微观观察表明断裂的 LPT4 静子叶片均属于高周疲劳断裂,疲劳断裂的主要原因是固定沟槽内倒角过小。有限元法分析结果表明叶片倒角过小降低了叶片抵抗振动应力的能力;影像法测量结果表明内倒角不符合厂家的技术要求;金相分析表明内倒角不符合技术要求的原因是该处曾进行过焊修和再加工,属修理不当造成的。

关键词: 疲劳; 断裂; 失效分析; 空中停车; 涡轮叶片

中图分类号: V231.95 **文献标识码:** A

Abstract: An in-flight shutdown engine is disassembled and key components are taken to a lab for investigation. It is found by disassembling investigation that a cluster of low pressure turbine stage 4 (LPT4) vanes causes the trouble. The cluster of vanes fracture at the hook and cock backwards so as to break all LPT4 blades and part of LPT5 and almost all LPT6 vanes and blades. Macro and micro observation results show that all vanes fracture because of high cycle fatigue caused mainly by small transition radii of the hook. Calculation by means of the finite element method indicates that the small transition radii significantly decrease the ability of the blades to resist vibration stress. In addition, the size of the transition radii is below the technical requirements of the manufacturer. Metallurgical observation reveals that the vanes have been welded and reprocessed for repair, which results in the small transition radii condition.

Key words: fatigue; fracture; failure analysis; in-flight shutdown; turbine blade

航空发动机涡轮部件长期处于高温和燃气环境中,受离心应力、振动应力和热应力等多种应力作用,工作条件极其恶劣,涡轮转子叶片容易从叶身或榫齿处发生疲劳断裂,其中以机械疲劳^[1-4]居多,热机械疲劳^[5]、腐蚀疲劳^[6-7]、热腐蚀疲劳^[8-9]、蠕变疲劳^[10-11]和微动疲劳^[12]等疲劳断裂的事件也时有发生。出于隔热、防腐蚀和防氧化的需要,现在大多数航空发动机涡轮叶片均应用了铝化物涂层或热障涂层,叶片工作中在弯曲/振动应力作用下涂层可能首先开裂,从而诱发叶片疲劳断裂^[13-14]。此外,涡轮转子叶片失效还与设计不合理^[15]和加工制造问题有关。相对来说,涡轮静子叶片大多数情况作为转子叶片失效的受害件,而作为肇事件失效的机率较小。本文分析了一起由涡轮静子叶片失效引起的空中停车事件。某飞机起

飞 9 min, 爬升到 1 800 m 高度时,突然听到一声异响,伴随着飞机抖动一下,机组发现 1 个发动机数据下降,立即按程序作关车处理,然后报告管制员请求返场着陆,飞机于起飞 43 min 后安全着陆。事后中国民用航空总局航空安全技术中心会同发动机制造商、航空公司和飞机维修厂着手调查此次空中停车事件。首先在飞机维修厂进行发动机分解调查,最初发现低压涡轮 6 级(LPT6)转子、LPT6 静子和 5 级(LPT5)转子叶片均被打断,LPT5 静子叶片缺失 4 组(3 片静子叶片为一组)。继续分解发现低压涡轮 4 级(LPT4)转子叶片全部被打断,随后发现一组 LPT4 静子叶片叶尖翘起与 LPT4 转子叶片根部相接触。将此组静子叶片取下发现叶片固定沟槽断裂,因此叶片无法完全固定而翘起与 LPT4 转子叶片干涉而打断 LPT4 转子叶片,并将后面几级叶片打断。LPT4 静子叶片共有 50 组 3 种件号的叶片组,分别是件号 1 的叶片 21 组,件号 2 的叶片 18 组,件号 3 的叶片 11 组。

现场目视和低倍放大镜检查发现断裂和有裂纹的叶片组件号均为件号1,并且发现这种件号的大部分叶片组的固定沟槽内倒角均较小,怀疑因为倒角过小而使应力集中较大,从而导致断裂。断裂的和带裂纹的LPT4静子叶片和相关部件被带回到实验室进行详细分析。

1 实验及结果

1.1 外观观察

为方便叙述,将50组LPT4静子叶片编号,从发动机后侧往前看正上方位置标记为第1组叶片,其余叶片按顺时针编号,此次空中停车事件的肇事叶片为第36组,如图1所示,叶尖翘起与LPT4转子叶片干涉,叶尖可见明显摩擦痕迹。第36组叶片翘起的原因源于其固定沟槽外侧边断裂,如图2所示。此外,第42组LPT4静子叶片固定沟槽外侧边部分开裂,如图3所示。还有第40组叶片的固定沟槽外侧边有裂纹萌生。



图1 第36组LPT4静子叶片叶尖翘起及摩擦痕迹
Fig. 1 Abrasion mark and cocked appearance of No. 36 LPT4 vanes



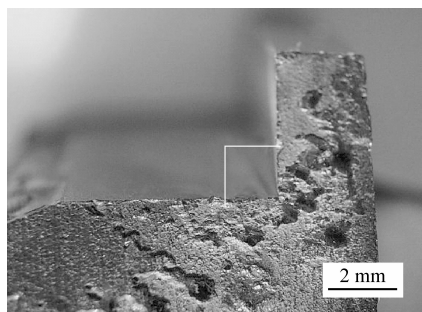
图2 第36组LPT4静子叶片固定沟槽断裂
Fig. 2 Hook fractured at No. 36 LPT4 vanes



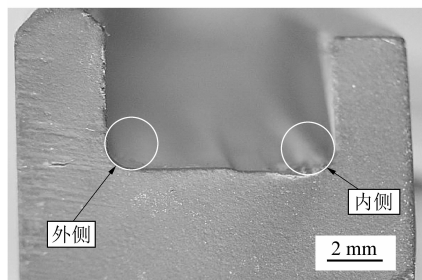
图3 第42组LPT4静子叶片部分固定沟槽断裂
Fig. 3 Partial hook fractured at No. 42 LPT4 vanes

1.2 尺寸测量

图4是LPT4静子叶片固定沟槽倒角的两种情况,其中图4(a)是倒角尖锐的叶片,图4(b)是倒角正常的叶片。为了评估LPT4静子叶片固定沟槽倒角与厂家设计要求的差异,采用影像法将倒角放大100倍测量了6组叶片的倒角,结果如表1所示,厂家设计要求沟槽倒角半径为0.25~0.76 mm。结果表明,有2组叶片符合设计要求,其余4组(属于件号1)沟槽外侧倒角约为0.10 mm,而内侧倒角几乎为直角,远小于设计要求。



(a) 第36组叶片



(b) 第35组叶片

图4 LPT4静子叶片固定沟槽内倒角
Fig. 4 Transition radii of hooks of LPT4 vanes

表1 LPT4静子叶片组沟槽内倒角
Table 1 Transition radii of hooks of LPT4 vanes

叶片组号	沟槽内倒角	
	外侧内倒角 半径/mm	内侧内倒角 半径/mm
26(件号2)	0.58	0.45
31(件号1)	0.12	几乎成直角
35(件号1)	0.75	0.77
36(件号1)	已断,无法测量	几乎成直角
40(件号1)	0.11	几乎成直角
42(件号1)	0.09	几乎成直角

1.3 断口观察

比较图2和图3可知,LPT4静子叶片沟槽断裂起始位置为图2中方框区域,即图2的右侧。第36组叶片最初断裂块如图5(a)所示,断裂表

面较平,无剪切唇,断裂源为多源,见图中箭头指示,并且断裂表面上可见大量的清晰贝壳状疲劳弧线,表明是疲劳断裂。图 5(b)和图 5(c)是其中一个断裂源区的低倍形貌和高倍形貌,此叶片材质为镍基高温合金,源区附近可见细密疲劳弧线,无二次裂纹,高倍形貌中可见镍基合金的 γ/γ' 网格组织,这是镍基合金高周疲劳的特征之一,所以此叶片沟槽断裂的机理是高周疲劳。

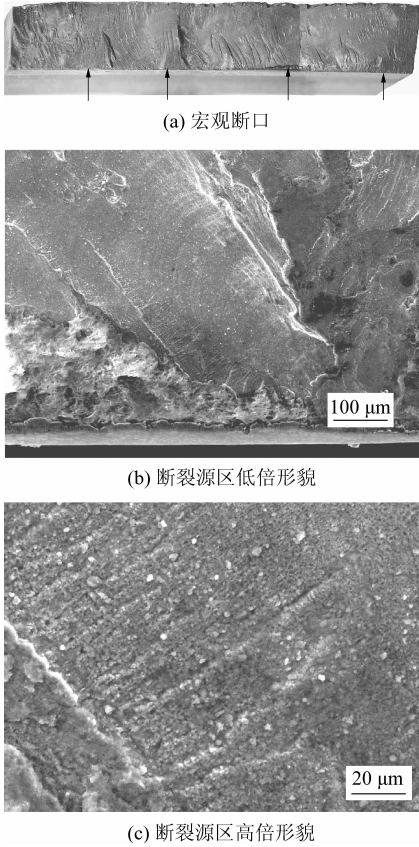


图 5 第 36 组 LPT4 静子叶片沟槽断裂块的断口形貌
Fig. 5 Fractured surface appearance of hooks of No. 36 LPT4 vanes

1.4 金相分析

选取疲劳开裂的第 40 组叶片作金相分析,其固定沟槽与第 36 组叶片类似,沟槽倒角尖锐。

沿叶片沟槽横截面取样,经金相制样并用配比为 5 g $\text{FeCl}_3 + 15 \text{ ml HCl} + 60 \text{ ml}$ 酒精的溶液浸蚀,浸蚀后在体视显微镜下的形貌如图 6(a)所示,可见铸造形貌,在沟槽底部及内侧有几小块黑色区域,见图中方框指示,将此区域放大,在光学显微镜下的形貌如图 6(b)所示,其中左边灰色区域是基体组织,可见枝晶形貌,白色区域中可见再结晶形貌,可能是焊接修理形成的。对基体和修

理区分别进行能谱分析,分析结果如表 2 所示,比较可知,修理区中 Al 含量低于基体,而 Mo 和 Cr 含量高于基体,反映了基体和修理区的成分差异。

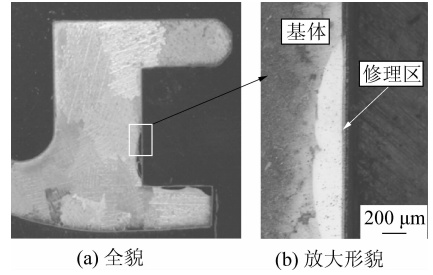


图 6 第 40 组 LPT4 静子叶片固定沟槽截面金相形貌
Fig. 6 Metallurgical structure of cross section of hooks of No. 40 LPT4 vanes

表 2 第 40 组 LPT4 静子叶片组成分

Table 2 Chemical composition of No. 40 LPT4 vanes

	wt%				
区域	Al	Mo	Ti	Cr	Ni
基体	5.0	5.6	0.8	14.2	余量
修理区	1.1	10.7	0.4	21.6	余量

2 结构分析

采用三维模型分析了 LPT4 静子叶片的应力状态,分析的模型如图 7 所示,有 3 种情况:①无冷却气穴(NP),由 3 片单个叶片焊接成一组的焊接叶片,如图 7(a)所示;②有冷却气穴(P)的焊接叶片,如图 7(b)所示;③直接铸造而成的有冷却气穴的叶片,如图 7(c)所示。

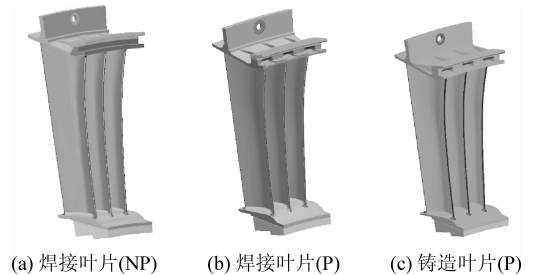


图 7 结构分析建模

Fig. 7 Module of structure analysis

模型计算考虑了 8 种不同尺寸的沟槽边厚度和沟槽倒角组合,计算所得的 Goodman 疲劳极限图如图 8 所示。从图中可看出,沟槽施加涂层后比未施加涂层时允许的振动应力要低,所以不推荐在此处应用涂层。在安全条件下,也即在 Goodman 曲线的 60% 时,焊接连接的叶片与整体铸造叶片的基准线基本重合(如图 8 中②和③所示),表明焊接可达到铸造的水平,此时允许的振

动应力约为 87 MPa。沟槽边厚度和倒角半径符合设计要求时允许的振动应力约为 80 MPa,如图 8 中④所示。随着倒角半径的减小,平均应力升高,当平均应力比正常尺寸高 15%时,允许的振动应力减小为 70 MPa,如图 8 中⑤所示。沟槽边变薄,其平均应力增加,当沟槽边为 2.62 mm 时,其

平均应力比正常尺寸高 21%,此时允许的振动应力减小为 60 MPa,如图 8 中⑥所示。当沟槽倒角趋于 0,沟槽边厚度为 2.62 mm 时允许的振动应力减小为 0 MPa,如图 8 中■所示。另外还可看出无冷却气穴的叶片允许的振动应力比有冷却气穴的叶片大。

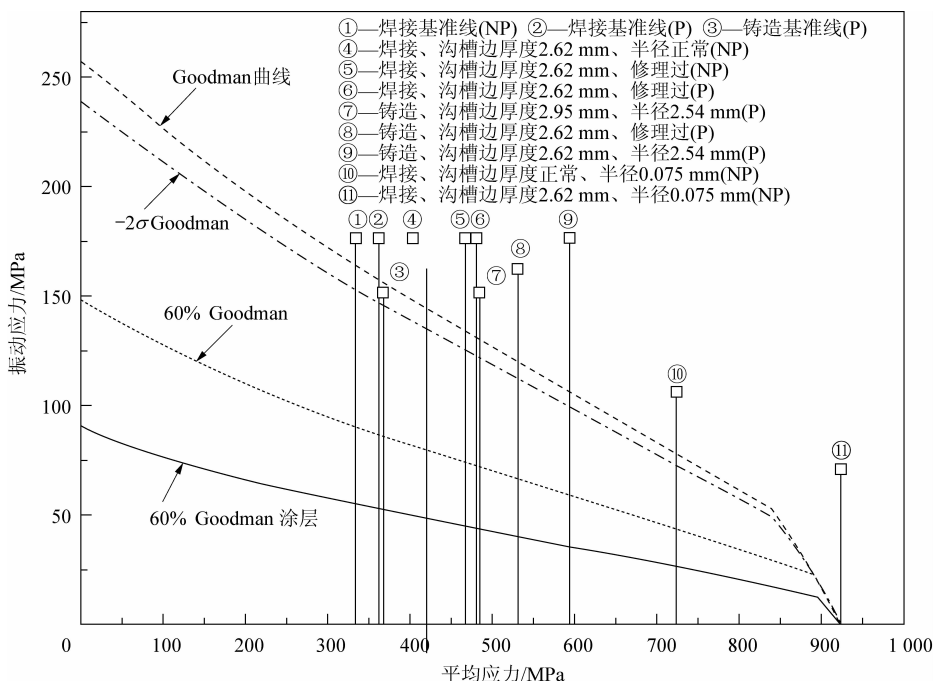


图 8 LPT4 静子叶片固定沟槽的 Goodman 疲劳极限示意图

Fig. 8 Goodman fatigue limit diagram of hooks of LPT4 vane

3 分析与讨论

由前面的分析可知,LPT4 静子叶片是此次空中停车事件的肇事件,从固定沟槽断裂表面可以看出是疲劳断裂,在发动机运行中此叶片受振动应力和轴向气流的冲击力,不受离心力作用,所受的应力水平较低。根据该飞机飞行数据记录器的译码数据可知该发动机发生过喘振,在该事件发生时,该发动机压比(EPR,低压涡轮出口总压与低压压气机进口总压之比)从 1.4 急剧下降到 0.6,发动机排气温度(EGT)从 550 °C 瞬间升高到 600 °C,EPR 下降和 EGT 升高是发动机喘振的两个标志。但发动机的振动指数并未异常升高,始终保持在 0.5~1.0 左右,而且机组发现发动机数据下降时,立即关掉该发动机,喘振时间很短,因此由喘振带来的振动影响较小,LPT4 静子叶片打断后面的叶片可能是喘振的原因,而不是喘振的结果,所以叶片断裂不是一个突发过程,应是一个长期受振动应力作用的过程。由前面对

LPT4 静子叶片固定沟槽的结构分析可知,倒角尖锐的沟槽对叶片振动的抵抗力很小,容易发生疲劳开裂。由维修记录可知 LPT4 静子叶片自修理后使用了 6 442 h/1 327 循环。综上所述,LPT4 静子叶片固定沟槽断裂是高周疲劳断裂。

LPT4 静子叶片固定沟槽断裂的主要原因是其沟槽倒角过小,断裂的叶片倒角几乎成直角,导致局部应力集中,降低了疲劳抗力。在叶片固定沟槽底部和内侧发现焊接修理和后续机加工的痕迹,通过厂家查找维修记录证实了这一点,并且说明沟槽倒角过小的原因是最后一道工序中所用铣刀尖端倒角太小,其半径仅有 0.075 mm。

4 结论

此次空中停车事件的起因是一组 LPT4 静子叶片固定沟槽断裂后向后翘起打断了后面几级叶片,沟槽断裂的主要原因是倒角过小,而倒角过小是由于最后一道工序中采用了不恰当的工具所致。

5 建议及纠正措施

建议厂家对相同情况的 LPT4 静子叶片进行安全性评估。厂家评估后的结论是:即使不采取任何措施叶片也是满足安全要求的。但为了提高可靠性,厂家还是采取了以下纠正措施:

- (1) 更换尖端倒角半径为 0.5 mm 的铣刀。
- (2) 增加一道目视检查沟槽倒角的工序。

参 考 文 献

- [1] Bhaumik S K, Sujata M, Venkataswamy M A, et al. Failure of a low pressure turbine rotor blade of an aero-engine[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2006, 13(8): 1202-1219.
- [2] Park M, Hwang Y H, Choi Y S, et al. Analysis of a J69-T-25 engine turbine blade fracture[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2002, 9(5): 593-601.
- [3] 陶春虎. 高压二级及低压一级涡轮叶片断裂分析[J]. *机械工程材料*, 1995, 19(1): 51-53.
Tao Chunhu. An analysis of fracture of turbine blades in high-pressure and low-pressure[J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 1995, 19(1): 51-53. (in Chinese)
- [4] 董本涵, 高鹏飞. 航空发动机 I 级涡轮叶片断裂故障分析[J]. *机械强度*, 1995, 17(3): 32-35.
Dong Benhan, Gao Pengfei. Failure analysis of aeroengine turbine blade[J]. *Jouranal of Mechanical Strength*, 1995, 17(3): 32-35. (in Chinese)
- [5] Nützel R, Göken A E. Damage evolution during thermo-mechanical fatigue of a coated monocrystalline nickel-base superalloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2008, 30(2): 313-317.
- [6] Ebara R. Corrosion fatigue phenomena learned from failure analysis[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2006, 13(3): 516-525.
- [7] Perkins K M, Bache M R. Corrosion fatigue of a 12%Cr low pressure turbine blade steel in simulated service environments[J]. *Internatinal Journal of Fatigue*, 2005, 27(10-

- 12): 1499-1508.
- [8] Ejaz N, Tauqir A. Failure due to structural degradation in turbine blades[J]. *Enginnering Failure Analysis*, 2006, 13(3): 452-463.
- [9] Poursaeidi E, Aieneravaie M, Mohammadi M R. Failure analysis of a second stage blade in a gas turbine engine[J]. *Enginnering Failure Analysis*, 2008, 15(8): 1111-1129.
- [10] Salam I, Tauqir A, Khan A Q. Creep-fatigue failure of an aero engine turbine blades[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2002, 9(3): 335-347.
- [11] 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.
Wang Hong, Zuo Huaifu, He Xun, et al. Failure analysis on stage 3 turbine blades of an aero engine[J]. *Failure Analysis and Prevention*, 2007, 2(1): 24-28. (in Chinese)
- [12] Tang H J, Cao D S, Yao H Y, et al. Fretting fatigue failure of an aero engine turbine blade[J]. *Enginnering Failure Analysis*, 2009, 16(6): 2004-2008.
- [13] Bhaumik S K, Sujata M, Venkataswamy M A, et al. Failure of a low presure turbine rotor blade of an aero-engine[J]. *Enginnering Failure Analysis*, 2006, 13(8): 1202-1219.
- [14] Tzimas E, Müllejans H, Peteves S D, et al. Failure of thermal barrier coating systems under cyclic thermomechanical loading[J]. *Acta Materialia*, 2000, 48(18-19): 4699-4707.
- [15] Tao C H, Xie M L, Zhong P D, et al. Analysis of fracture failure of fir-tree serrations of stage II turbine disks[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2000, 7(4): 249-260.

作者简介:

唐海军(1978—) 男,博士,工程师。主要研究方向:失效分析和事故预防技术,材料缺陷检测方法和技术。

Tel: 010-64473548

E-mail: tang_113@163.com

(编辑:李铁柏,徐晓)