

某 I 级涡轮盘低循环疲劳寿命试验研究

燃气涡轮研究院 龚梦贤** 黄庆东 肖育祥
古远兴 赵行明 曹凤兰

【摘要】 为了确定某 I 级涡轮盘的技术寿命, 根据该盘的标准循环载荷谱, 对该盘进行了应力分析, 确定在标准循环时该盘中心孔与径向销孔相交处为考核部位。为模拟标准循环时该盘在其考核部位的应力谱, 专门设计了该 I 级涡轮盘的试验转子及试验参数, 在轮盘低循环疲劳试验器上, 对该 I 级涡轮盘的一个旧盘进行了高温低循环疲劳试验。试验结果表明: 该旧盘低循环疲劳试验至第 6047 次循环时, 有 5 个销孔考核部位出现了裂纹。断口分析表明: 该旧盘剩余的试验低循环疲劳失效寿命为 6047 周。

主题词: 涡轮 盘 疲劳寿命 试验

分类号: V 231. 95

1 试验转子和试验参数

1.1 试验转子

该 I 级涡轮盘旧盘试验转子与新盘试验转子结构相同, 如图 1 所示。图 1 中试验件是一个已装机工作了 200 小时, 封严篦齿处产生了大量裂纹的旧盘。称靠冷气的篦齿为第 1 齿, 靠燃气的为第 3 齿, 中间为第 2 齿。这些裂纹主要产生在第 2 齿上, 大约有 115 条, 大多数径向深 1 mm 左右, 最深的 1 条径向深达 3.1 mm。试验叶片是将合格的叶片适当切短后得到的。转接盘模拟高压涡轮轴的轴头, 开了 16 个径向销子孔, 8 个是盲孔, 其中装有径向销子, 在转接盘与旧盘试验件之间传递扭矩; 另 8 个为通孔, 未装销子, 这有利于检查旧盘试验件销孔中可能出现的裂纹。盲孔与通孔是均布且交替排列的。柔轴一端与转接盘相连, 另一端通过莫氏锥与试验设备上的刚轴相连。

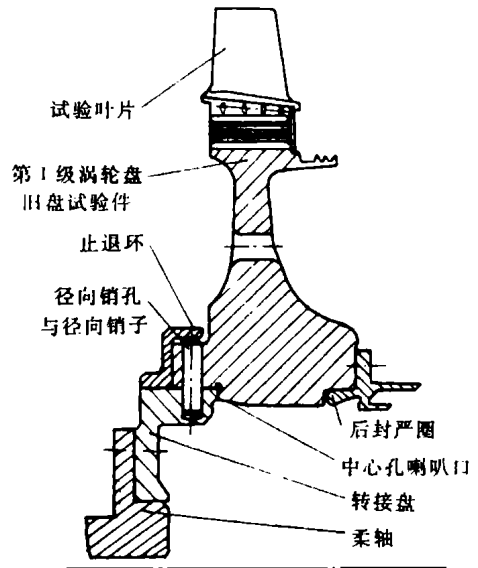


图 1 I 级涡轮盘旧盘试验转子

1.2 试验参数

该发动机标准循环载荷谱提供: 起动后第 202 秒该盘转速为 11425 r/m in , 轮缘与轮心的正向温差达到最大值 399°C ; 起动后第 1774 秒该盘已停止转动, 轮缘与轮心的反向温差达到最大值 27°C 。根据上述标准循环, 对该发动机 I 级涡轮转子进行的应力分析表明: 该盘中心孔与径向销孔相交的区域在标准循环时是最危险的区域(简称为考核部位), 裂纹有可能从这里萌生, 见图 1 中 A 点和 C 点。对销孔的三维应力分析表明: 尤以销孔边 A 点周向应力最高。

轮盘低循环疲劳试验器上该旧盘试验件考核部位的应力水平应尽可能模拟一个标准循环过程发动机中该盘危险部位的应力水平。

由于试验转子在轮盘低循环疲劳试验器上无法在转速循环的情况下模拟该盘在标准循环时的温度场, 因而也无法完全模拟该盘在标准循环时的应力场。但是, 为了保证该旧盘试验件在轮盘低循环疲劳试验器上得到的试验寿命能可靠地反映其在发动机上经历标准循环时的寿命, 则在设计试验参数时必须保证该旧盘试验件与发动机上该盘在考核部位的应力水平相同、温度相同。鉴于试验转子在轮盘低循环疲劳试验器上进行转速循环时只能将温度控制到在分布上接近等温、在时间上接近恒温的状态, 不随转速和时间变化而变化, 故设计控制该旧盘试验件考核部位的温度与发动机起动后第 202 秒该盘考核部位的温度相同, 为 250°C 。经过实际调试, 为了保持该旧盘试验件考核部位的温度为 250°C , 其轮缘温度必须控制为 270°C 。这样引起了一个新的问题, 即试验温度场与标准循环时该盘的温度场相差甚远, 在考核部位的热应力几乎为零。为弥补该旧盘试验件在考核部位热应力大大低于发动机起动后第 202 秒该盘考核部位的热应力, 则应提高试验转速, 达到增加离心应力的效果。另一方面, 由于试验转速的提高, 也会导致叶片和盘缘凸块离心力的提高, 使叶片榫头和盘缘凸块喉部截面的应力水平高出其在标准循环时的应力水平, 有导致榫头或盘缘凸块这类非考核部位提前失效的危险。为了避免这类危险, 就应避免叶片榫头和盘缘凸块喉部截面的应力水平过高, 必须将叶片截短。经过反复计算后得到: 从叶尖起切去叶身长度的 46.5% 以后的短叶片是比较合适的, 既可以保证在试验的上限转速 (12710 r/m in) 时该旧盘试验件考核部位与发动机上该盘考核部位在起动后第 202 秒的应力水平相当, 又可以保证叶片榫头与盘缘凸块喉部截面的应力水平不高于该发动机起动后第 202 秒相同部位的应力水平。试验器的降速特性决定了下限转速不能取为零, 那样循环周期将很长, 会增加试验的成本以至于不可接受。现选择下限转速为 2000 r/m in , 一方面使循环周期降低到可以接受的范围以内, 另一方面也保证了该旧盘试验件考核部位应力水平与发动机起动后第 1774 秒该盘考核部位的应力水平基本相当。用相同的三维有限元网格对该旧盘试验件销孔进行了三维应力分析, 结果表明: 图 1 中 A 和 C 两点仍是盘上有可能萌生疲劳裂纹的危险部位, 图 1 中 A 点在转速循环上限转速和下限转速时的周向应力与在标准循环起动后第 202 秒和 1774 秒时的周向应力基本上是一一对应的。

2 旧盘试验件篦齿裂纹扩展预估

考虑到该旧盘试验件已装机工作了 200 小时, 封严篦齿处有大量的径向裂纹, 故初步估算了篦齿裂纹在经受高温低循环疲劳试验时的扩展速率。估算表明: 对于该旧盘试验件上的篦齿裂纹, 经历 8000 次转速循环也应不会出现失稳扩展。

3 试验概况

旧盘试验转子的高温低循环疲劳试验在燃气涡轮研究院 SB 804 轮盘低循环疲劳试验器

上进行,采用微机进行转速循环控制,采用电阻丝炉从盘的进气边和排气边对盘缘及试验叶片两面加温,而轮心用铜管通水冷却。电阻丝是多路并联的,可以分别单独控制,由调功器调节加热功率,真空系统可保持试验腔真空度为要求的值^[2]。

在旧盘试验件进行正式的高温低循环疲劳试验之前,对其进行了室温下试运转。试验中振动加速度监视值均不超过 $2.0 g$ 。试验后检查断定:叶片及叶片的安装未出现异常,篦齿裂纹条数和裂纹长度未见明显的变化,盘中心孔、径向销孔、偏心孔及榫槽等处未见裂纹。之后,对旧盘试验件进行正式高温低循环疲劳试验。试验参数及其实际控制精度如下:盘心温度 250°C ,盘缘温度 270°C ,温度控制精度基本保持在 5°C 的范围内。转速循环的上限转速为 12710 r/m in ,下限转速为 2000 r/m in ,转速控制精度基本保持在 20 r/m in 的范围内。

按上述试验参数完成第 743 次循环后开箱检查,发现篦齿处第 2 齿齿尖裂纹有的已达齿根,且有向第 1、3 齿扩展的趋势,不着色也能看见。这说明篦齿裂纹在径向已深达 3.5 mm ,明显扩展了。1000 次循环后,篦齿裂纹不再有明显的增长,几乎停止于第 2 齿的齿根。转速上升时,振动监视值随试验转子柔轴在试验器刚轴上的安装方位不同而略有差别,但基本上保持在 $3.0 g$ 左右,很少超过 $3.5 g$ 。当总循环次数超过 5100 次后,振动加速度监视值超过 $3.5 g$,并随着循环数的增加愈来愈高,最高达 $4.3 g$,后降至 $3.9 g$,又逐渐增至 $4.0 g$,至第 6047 次循环,振动加速度监视值达 $4.2 g$ 。另外,大约 4000 次循环后,不仅在 10800 r/m in 转速附近有一个振动峰值,而且在 12300 r/m in 转速附近有一个更大的振动峰值^[3]。根据分析,当盘上与轴相连接处出现较长裂纹时,一方面将导致试验转子不平衡量的变化,另一方面也将导致试验转子刚度的变化,最终这将导致试验转子系统动态响应的变化。这正是在试验中所观察到的现象。反过来,根据振动监视值的变化,即试验转子系统动态响应的变化,可断定试验转子出现了比较长的裂纹。据此,在第 6047 次循环后立即停止试验。开箱检查发现:在一未装销子的销孔内壁靠盘体一侧有径向裂纹,径向长约 10 mm 。在不分解的情况下,试验转子上其它各处则无法检查到裂纹。

4 试验结果

图 1 所示旧盘试验转子至低循环疲劳试验结束时,共进行了 6047 次转速循环。此后对该试验转子进行分解检查发现:

(1) 在 8 个未装销子的径向销孔中的 1 个所对应的进气端面发现了已贯穿的径向裂纹,十分明显,正好对应分解前检查到内部有裂纹的那个销孔($1^{\#}$)。5 $^{\#}$ 销孔位置也有一条较短的径向裂纹;8 个已装销子的径向销孔中的 3 个所对应的进气端面也出现了已贯穿的径向裂纹,分别对应 8 $^{\#}$ 、12 $^{\#}$ 和 16 $^{\#}$ 销孔。上述 5 条裂纹均成辐射状,如图 2 所示。所有 16 个径向销孔所对应的进气端面区域,不管其是否出现了辐射状的径向裂纹,均是很明亮的,可以推测该区域反复经历了较大的变形。

(2) 在封严篦齿处,第 2 齿上比较长的径向裂纹有 124 条,径向深度超过 3.5 mm 的有 5~10 条,着色检查,第 2 齿齿尖上的红点则增加到 300 个左右,总之,篦齿裂纹与第 743 次循环后的检查结果相比,没有特别显著的变化。

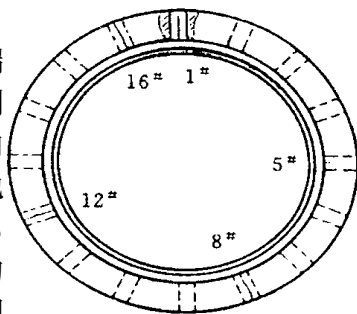


图 2 I 级涡轮盘旧盘试验件考察部位裂纹分布
(从顺气流方向端面看)

(3) 设计兰图规定 3 个篦齿的直径均为 $\Phi 412.2_{-0.12}^{+0.12}$, 在该旧盘上实测, 第 1 齿直径为 $\Phi 411.34$, 第 2 齿直径为 $\Phi 411.59$, 第 3 齿直径为 $\Phi 412.09$, 使人们有理由猜测: 该 I 级涡轮盘在服役期间可能与 II 级导向叶片碰磨过。

5 断口分析

中国航空工业总公司失效分析中心对该旧盘试验件销孔处的 3 处穿透裂纹进行了断口分析。断口分析的结果如下:

主裂纹(1[#])源于孔表面, 为多源断裂, 源区未见材质等冶金缺陷。裂纹扩展阶段可见清晰的疲劳条带, 随着裂纹长度的增加, 条带间距逐渐加宽。典型的疲劳条带特征如图 3 所示。若疲劳裂纹起始值 a_0 取 0.3 mm, 则裂纹从 a_0 至穿透的扩展寿命约为 2886 周, 估算裂纹萌生寿命约为 3161 周。

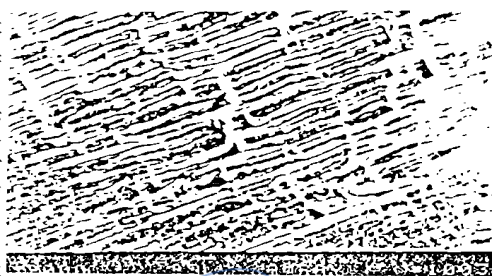


图 3 I 级涡轮盘旧盘试验件主裂纹(1[#])
断口典型的疲劳条带

8[#] 裂纹也源于孔表面, 为多源断裂。裂纹扩展阶段同样可见清晰的疲劳条带。裂纹从 a_0 至穿透的扩展寿命约为 2062 周, 估算裂纹萌生寿命约为 3985 周。

16[#] 裂纹同样源于孔表面, 为多源断裂。裂纹扩展阶段同样可见清晰的疲劳条带。裂纹从 a_0 至穿透的扩展寿命约为 2264 周, 估算裂纹萌生寿命约为 3783 周。

经判断, 上述 3 处断口均为高温低循环疲劳断裂。

5 结论与讨论

将应力计算结果、旧盘试验件篦齿裂纹扩展预估结果、该旧盘试验件低循环疲劳试验结果及断口分析结果综合起来进行分析, 可以得到下面的结论:

(1) 应力分析确定该 I 级涡轮盘在标准循环状态下可能萌生低循环疲劳裂纹的部位在其径向销孔与中心孔相交区域, 并确定该区域为盘的考核部位是正确的。

(2) 设计的旧盘试验转子及为其设计的低循环疲劳试验参数, 实现了对该盘在标准循环状态下可能萌生低循环疲劳裂纹部位(即考核部位)的模拟, 基本上实现了对该盘在标准循环状态下考核部位应力应变历程和工作温度的模拟。

(3) 该旧盘试验件在设计的低循环疲劳试验参数控制下, 其剩余的试验低循环疲劳失效寿命为 6047 周, 剩余的试验低循环疲劳裂纹萌生寿命为 3161 周, 试验低循环疲劳裂纹扩展寿命为 2886 周。

(4) 在相同的试验条件下, 该旧盘试验件的试验结果与新盘试验件的试验结果相比, 在裂纹发生部位、裂纹走向、断口形貌等方面重复性都很好, 其总的试验低循环疲劳失效寿命也是很接近的^[1]。由于试验转子及试验参数控制是完全相同的, 可以认为新盘试验件与旧盘试验件的试验结果是来自同一个统计母体, 旧盘试验件得到的试验循环数是最小寿命, 分散系数应取 3.07, 按标准循环计, 该 I 级涡轮盘低循环疲劳失效寿命为 2072 周, 低循环疲劳裂纹萌生寿命为 1132 周。若取新盘与旧盘的试验循环数的平均值计算, 分散系数应取 3.46, 则该 I 级涡轮盘低循环疲劳失效寿命为 1940 周, 低循环疲劳裂纹萌生寿命为 1007 周。上述低循环疲劳寿命

值均满足置信度为 95%, 可靠度为 99.87% 的要求。

(5) 当该旧盘试验件的篦齿裂纹仅仅在齿尖时, 低循环疲劳试验开始后裂纹沿径向扩展较快, 齿尖的裂纹数增加也比较快, 当齿尖裂纹沿径向深达齿根以后, 扩展速率就愈来愈慢了, 第 743 次循环后篦齿裂纹就不再有特别显著的变化了, 即齿尖裂纹不会危及该旧盘试验件在轮盘低循环疲劳试验器上安全运行。

(6) 该旧盘试验件试验考核部位在难于观测的中心孔与径向销孔相交区域, 用着色法直接检查裂纹是很困难的, 试验盘运转时着色检查裂纹更是不可能的。在这种情况下, 笔者采用振动仪来监测长裂纹的出现, 试验证明这是可行且有效的。

(7) 该 I 级涡轮盘旧盘高温低循环疲劳试验, 继新盘试验成功之后再一次获得成功, 又一次证明燃气涡轮研究院 SB 804 轮盘低循环疲劳试验器能进行长时间的高温低循环疲劳试验, 燃气涡轮研究院进行轮盘高温低循环疲劳试验的成套技术(包括试验件和试验参数设计、转速谱和温度场控制、裂纹的实时监检等)已经成熟。

致谢 本文所报告的试验研究工作是以王旅生、李子俊、龚梦贤为组长的课题组关于某型发动机涡轮盘技术寿命和可靠性研究课题的组成部分, 得到了燃气涡轮研究院各级领导和空军驻四二〇厂军事代表室领导的支持和帮助, 也是参加该项试验研究的全体工作人员的共同劳动成果, 在此向他们表示敬意和感谢。

参 考 文 献

- 1 龚梦贤, 黄庆东等 某型发动机第 I 级涡轮盘低循环疲劳寿命试验研究 燃气涡轮试验与研究, 1998, 11(3):
- 2 曹凤兰, 王旅生, 黄松龄 立式轮盘变幅循环旋转试验器 航空动力学报, 1990, 5(4): 307- 308
- 3 黄庆东, 龚梦贤 振动监测在轮盘低循环疲劳试验中的应用 燃气涡轮试验与研究 1998, 11(4):

(责任编辑 王震华)

of the fractional dimension of time-serial vs the parameter is obtained, which can identify critical bifurcated parameters of nonlinear dynamical system quite well

Key Words Rotor system Bifurcation Parameters Recognition

BIFURCATIONS OF NONLINEAR ROTOR—SFD SUPPORTING SYSTEM

Zhao Yonghui and Zou Jingxiang

(Dept. of Astronautics and Mechanics of Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT Periodic solutions of nonlinear rotor-SFD supporting system are calculated by using Newton-Fox shooting method and pseudo-arc length continuation procedure. According to multi-variable Floquet theory, bifurcations and stability of the system are analyzed. Bifurcation diagrams of the system are obtained from on Poincaré map. The results show that the motion of the rotor system undergoes nonlinear dynamics phenomena, such as period doubling bifurcation, tangent bifurcation and so on.

Key Words Rotor system Shooting method Bifurcation Stability

RESEARCH ON UNIFIED VISCOPLASTIC DAMAGE RELATIONSHIP OF ANISOTROPIC MATERIALS

Zhou Baizhuo

(State Key Laboratory of Structural Analysis of Industrial Equipment
Dalian University of Technology, Dalian 116023)

Yang Shijie

(Aeroengine Research Institute, Shengyang 110015)

Nie Jingxu

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT With the help of combining continuum damage mechanics and viscoplastic theory, the unified viscoplastic constitutive model^[1] developed by authors is modified. A unified viscoplastic constitutive damage model of anisotropic materials under the alternative effect of creep and fatigue load is established. The creep and fatigue property as well as their damages for monocrystalline alloys DD3 have been predicted according to this model. The durability and damage under the alternative effect of the creep and fatigue load for the material under cyclic loading. The predicted results are compared with test data.

Key Words Anisotropic material Monocrystal Creep Fatigue Damage

AN EXPERIMENTAL STUDY ON LOW CYCLE FATIGUE LIFE OF 1ST TURBINE DISK IN AEROENGINE

Gong Mengxian, Huang Qingdong, Xiao Yuxiang

Gu Yuanxing, Zhao Xingning, Cao Fenglan

(Gas Turbine Establishment 610500)

ABSTRACT According to the standard load cycle spectrum, a stress analysis of 1st turbine disk in an aeroengine was completed to determine its useful life. The places, where the centre hole came across the pin holes, were the dangerous points (so called check

points). An experimental rotor of the 1st turbine disk had been designed to model the stress spectrum on the check points. The high temperature LCF (low cycle fatigue) test of an old disk was also conducted at SB804 - the disk LCF tester in GTE (Gas Turbine Establishment). The test indicated that cracks emerged on the check points of 5 from all of 16 pin holes on the old disk as the 6047th cycle was completed and the crack extended life is 2886 cycles. The comparative analysis of the test results of the old and new disks indicates that LCF crack growth life and fault life with reliability 99.87% and degree of confidence 95% for the 1st turbine disk are 1132 cycles and 2072 cycles respectively.

Key Words Turbines Discs Fatigue life Experiments

A STUDY ON FATIGUE PROPERTY OF AUSTENITIC WELDED JOINTS IN STATE OF DEFORMING RECRYSTALLIZATION

Ruan Ming and Fan Yinhe

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT The post weld heat-treatment cannot obviously improve the heterogeneity of microstructure and mechanical property in 1Cr18Ni9Ti welded joints, in particular for increasing their fatigue property, because there is no allotropic modification in 1Cr18Ni9Ti alloy, an austenitic stainless steel. Deforming recrystallization can be used to better the microstructure and mechanical properties of austenitic welded joints, and then to enhance their fatigue resistance remarkably. This paper mainly discusses the improvement of the microstructure and fatigue property in 1Cr18Ni9Ti welded joints, and verifies it by the low-cycle fatigue tests.

Key Words Austenitic stainless alloy Welded joint Recrystallization
Fatigue property

DYNAMIC BEHAVIOUR INVESTIGATION OF TAPER BEAM WITH SEWISE CRACK

Xing Deshun

(Gas Turbine Institute, Chendu 610500)

ABSTRACT Emergence of crack causes local flexibility variation of the component. A linear elasticity theory of fracture mechanics is applied to deriving the strain energy released by the crack. According to Castigliano theorem, elements of local flexibility matrix are obtained, which can correct the stiffness matrix of the taper beam. The dynamic behaviour of the taper beam has been found out by means of finite element method. The effects of relative depth of crack, crack location, ratios of length to width and width to taper thickness on natural frequency have been numerically investigated and the relevant experiments have been conducted to testify the calculation results.

Key Words Beams Vibration Crack Flexibility