

压气机旧叶片超载止裂的探索

北京航空材料研究所 侯静泳

摘 要

为了提高压气机叶片的使用寿命, 将超载迟滞机理直接用于已有840小时的服役寿命, 且表面已有轻度损伤的不锈钢旧叶片上, 以观察其对疲劳裂纹形成寿命的影响。结果表明, 随超载比 m 的增加, 裂纹形成寿命也增加, 当 $m \geq 1.6$ 时, 叶片的剩余疲劳寿命有明显提高; 而 $m < 1.48$ 时则并不显著。

人们一直对超载的停滞机理和模型研究较多^[1,2,3], 该问题之所以受到重视, 其主要原因是它可以用来延长零、构件的疲劳寿命。在实时飞行谱中, 超载峰的出现也是屡见不鲜。就如某机在进行特技科目飞行时, 一级压气机叶片的空测载荷谱中曾多次出现过载峰, 但并未因此使叶片过早破坏。并且, 在美国军标中对航空发动机都有进行超转试验的要求。

本文对使用过一个时期、且表面已有轻度损伤的 $\Theta\text{H}961$ 不锈钢压气机叶片, 作了超载迟滞实验研究, 以便为正在服役的旧叶片探索一条类同表面强化的途径, 以达到延寿的目的。

一、试验程序和结果

试验叶片为某涡轴发动机一级压气机转子叶片, 在沿海地区服役了约840小时, 表面轻度损伤, 叶片前缘和叶背有外物损伤坑或化学腐蚀坑, 凹坑深度一般在 $6 \sim 85 \mu\text{m}$ 范围内。

根据叶片共振疲劳损伤的特点, 试验选择在梁式电磁振动台上进行, 受力方式为悬臂梁反复弯曲振动, 载荷波形为正弦波, 加载频率为700Hz左右, 加载历程如图1所示。

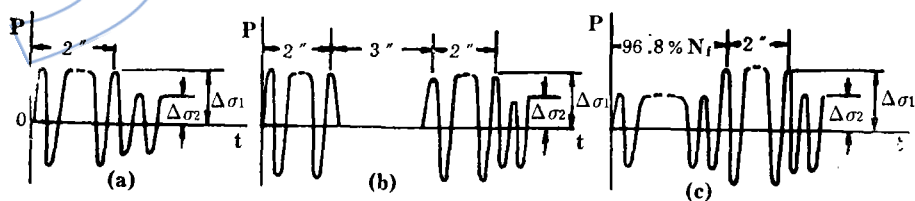


图1 载荷历程图

(a) 一次性多次超载 (b) 二次性多次超载 (c) 在 $\Delta\sigma_2$ 经历96.8% N_f 时超载

疲劳裂纹形成寿命应是疲劳成核期和微观裂纹增长长期寿命的总和, 本文裂纹的形成寿命以HB5277-84振动疲劳试验方法为准绳^[4], 按共振频率下降0.1-1.0%为限终止试验。

没有预超载(即 $m = 1$)时的试验结果分别列于表1和2。各种不同超载比 m ($m = \Delta\sigma_1 / \Delta\sigma_2$)下的试验结果列于表3。

表 1: $m=1$, 正常应力为 374.9MPa 的试验结果

叶 片 号	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22
疲劳裂纹形成寿命 $N_f \times 10^6$	3.85	2.87	1.60	1.11	>10	1.05	0.69	>10	>10	0.93	0.94	0.79

表 2: $m=1$, 正常应力为 487.4MPa 的试验结果

叶 片 号	23	24	25	26	27	28
疲劳裂纹形成寿命 $N_f \times 10^6$	0.55	0.55	0.20	0.26	0.37	0.67

表 3: 超载对疲劳寿命影响的试验结果

叶 片 号	1	2	3	4	5	6*	7	8	9**	10
超载比 m	1.25	1.48	1.60	1.60	1.60	1.60	1.60	1.60	1.60	1.35
载荷历程	图1a						图1b		图1c	
超载幅值 $\Delta\sigma_1$ (MPa)	468.4	554.8	599.8	599.8	599.8	599.8	599.8	599.8	599.8	554.8
后续应力 $\Delta\sigma_2$ (MPa)	374.9						374.9		412.1	
疲劳裂纹形成寿命 $N_f \times 10^6$	0.93	1.74	>10	>10	>10	0.98	>10	>10	0.95	8.29

注: * 6号叶片断裂出现在叶片后缘排气边离根部约 3mm 处。该处有人为的严重挠曲变形, 见照片 2。

** 9号叶片疲劳裂纹源出现在距叶根 27.5mm 的损伤坑处。

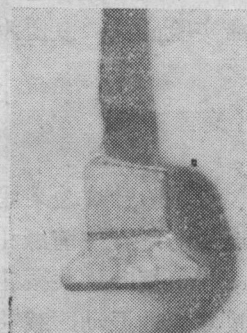
疲劳试验结果表明:

1. 预超载对使用过叶片的裂纹形成寿命有显著影响。当 m 为 1.6, 也即瞬时预超载至 599.8MPa, 持续 2s, 然后迅速降至 374.9MPa 继续试验至结束, 结果是 7 个叶片中有 5 个疲劳寿命大于 1×10^7 次循环, 占 83.4%; 而在 374.9MPa 的同一级正常应力下没有预超载的 12 个试验叶片中仅有 3 个叶片疲劳寿命超过 1×10^7 次循环, 仅占 25%; 此外, 当叶片选择在小于上述预超载 599.8MPa 的应力下, 采用 487.4MPa 的正常应力且不加预超载进行疲劳试验, 结果是 6 个叶片全部破坏, 且寿命很短, 全在 10^5 次循环的量级上失效(见表 2)。很显然, 瞬时超载大幅度地提高了使用过叶片的剩余疲劳寿命。

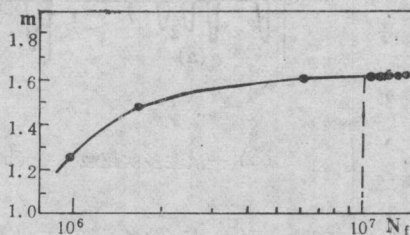
2. 不同的超载比对延迟裂纹形成寿命的影响不同。当后续应力 $\Delta\sigma_2$ 为一定时, 随着预超载量的增加, 裂纹形成寿命也增加, 但当超载比小于某一定值时, 影响并不显著, 文中涉及的不锈钢叶片, 在 $m < 1.48$ 时, 并未看出有明显效果, 如图 3 所示。因此, 是否考虑在 $m \geq 1.6$ 时可作为此种材料叶片的止裂线。

3. 正常疲劳试验前预超载次数的多少似乎对寿命影响不大。如表 3 中的 3、4、5、6 号叶片的一次性多波预超载与 7、8、9 号叶片的二次性多波预超载的疲劳寿命基本类同。

4. 在疲劳全寿命期的不同阶段超载对裂纹形成寿命有很大影响。如表 3 中按图 1c 加载的 10 号叶片, 当寿命进行到 8.04×10^6 次循环 (即 96.8% N_f) 时, 进行了一次超载, 超载值



照片 2、6 号叶片的断裂位置

图 3 超载比 m ——疲劳寿命 N_f 图

仅达 554.8MPa, 结果只延续约 6 s 就发生破坏。这说明当试件寿命已进行到后期, 也即损伤累积到一定程度再进行超载, 似乎有加速疲劳损伤的可能。因此, 除预超载外的超载要与其已服役的寿命相结合慎重考虑。

二、结果和断口分析

1. 叶片使用八百余小时后, 由于受外来物的冲击损伤及沿海地区海水的腐蚀损伤, 使叶片表面出现了点坑和压坑, 造成应力集中, 预超载时在应力集中处产生一个反向的局部塑性区, 从而导致一个很大的残余压应力场。从被试叶片断口的透射电镜观察中得到了证实: 在疲劳源区的同一位置上, 进行过超载的叶片有明显的韧窝, 说明有大塑性存在, 见照片

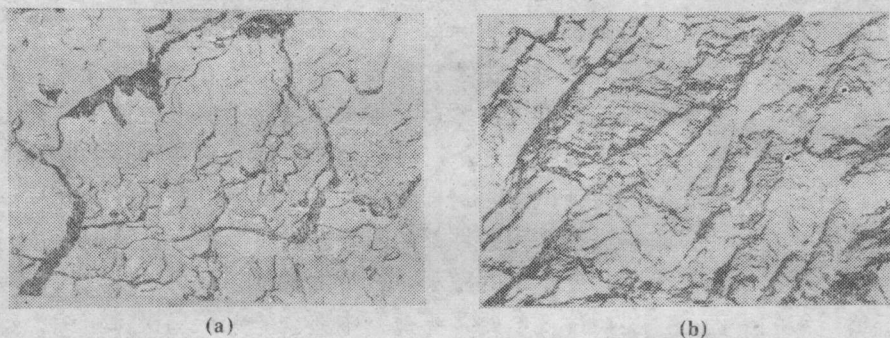


图 4 (a) 9 号超载叶片的源区形貌 $\times 1000$, (b) 21 号未超载叶片疲劳源区的形貌 $\times 1000$

4a。未超载的叶片并未见到有类似的形貌特征, 见照片 4b。至于残余应力的正负应作具体分析。一次性的或二次性的多波超载, 对裂纹起始寿命影响的大小, 主要看高载荷结束的方式, 如高载荷循环是如图 5a 所示那样的拉伸半循环结束, 则产生一个反向的压缩残余应力, 大的残余压应力将是裂纹扩展延迟的重要因素, 这是一种有益的预超载。如其预超载循环是以压缩半循环告终, 如图 5b 所示的情况, 则产生一个反向的拉伸残余应力, 此为不利预超载^[5]。总之, 残余应力的产生, 使其不再是原来平均应力等于零的情况, 而是有了一定的拉向或压向的平均应力, 最后的结果是其后续小载荷循环的叠加。

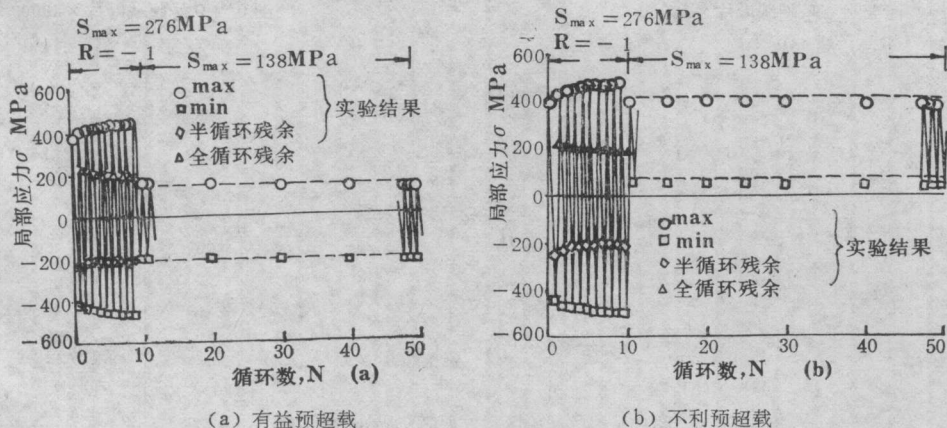


图 5 模拟局部应力图^[5]

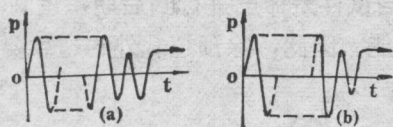


图 6 外部的加载循环示意图

a. 有益预超载 b. 不利预超载

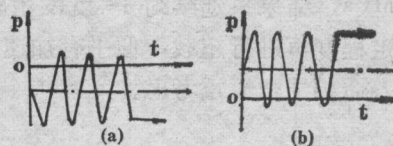


图 7 试件内部实际的应力状况示意图

a. 有益预超载 b. 不利预超载

为明瞭起见,简单地示意于图 6 和 7。图 6 所示为外部的加载循环,而图 7 才是实际试件内部真实的应力状况图。

显然,超载作用的大小与后续应力水平的高低有关,在超载后产生相同残余压应力的情况下,其后续应力水平越低,则效果越明显,文中所采用的后续应力水平,要比叶片在实际工况下的水平高得多,因此,可以预料其实际效果会比本文更为明显。

本试验是高频疲劳,多波预超载时,由于加载惯性的缘故,在预超载卸载时,载荷不可能在瞬间迅速降至零,必然继续往前推进,紧接又加载,因此势必以拉伸半循环结束为多,试验数据也证实了这一点。如在实验室条件下,较理想的做法是将使用过的叶片做一次静态拉伸预超载,然后再去做正常的疲劳试验,这样会得到更为明确的结论。如叶片正在发动机上服役,可以设想在地面试车中进行许可条件下的瞬时超转试车,以达到预超载的目的。

2. 为进一步探索超载机理,在断口的微观分析中发现预超载后的叶片,使疲劳断裂面出现在马氏体组织的界面处,见照片 8,此为不锈钢中典型的针状马氏体组织。照片 9 上可

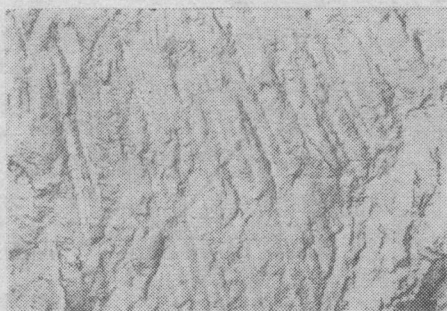
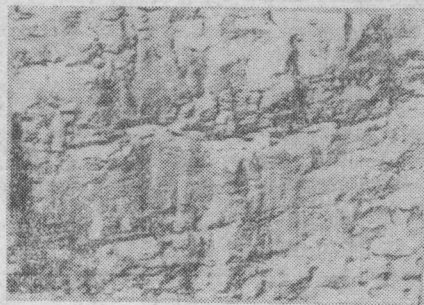


图 8 6号超载叶片×1000



图 9 9号超载叶片×4000



(a)



(b)

图10 裂纹起始区和扩展区交界处的形貌

(a) 2号超载叶片×15000 (b) 21号未超载叶片×10000

以清晰地看到叶片中由于每次超载引起的台阶线。

超载和未超载叶片,在裂纹起始区和扩展区交界处的同样位置上,均看到了二次裂纹,但超载叶片的二次裂纹远远地比未超载叶片的二次裂纹要长得多,见照片10a和10b。这同样说明是由于残余应力而使裂纹延迟扩展的现象之一。

3. 预超载对寿命的影响归根结底要看由于预载荷所造成局部应力状况的变化对后续疲劳行为所产生的影响,因此,在应力集中区为了分析裂纹的起始行为,要考虑上述由于残余应力的影响以外,尚必须研究高局部应力循环对其产生的损伤影响。如表3中的6、9号叶片,预超载并未见效,6号叶片断裂位置出现在后缘排气边离根部约3毫米处,根据叶身上应力分布的测定,此处实际应力值很低,尚不到叶身上最高应力点值的10%,且裂纹源明显出现在严重的挠曲变形处,经检查此变形是在拆卸叶片时人为造成的机械损伤。至于9号叶片,其裂纹源正好发生在试验前进行表面损伤检查时有0.08毫米深的凹坑上。这说明了这种局部的高应力损伤,已不足以用超载的压缩残余应力所克服。

4. 对预超载量范围的选择,这一问题比较复杂,不同的材料即使在同样的范围也会有不同的影响,但其选择的原则应该是使得在应力集中处如缺口根部,产生的峰值拉伸应力至少能让材料局部屈服,这样才会产生足够大的残余压应力^[6,7]。所以在后续应力一定时,当超载比小于某一定值(本文为 $m < 1.48$),其影响并不十分显著的原因也在于此。另外,预超载量的上限值,通过对其它材料的试验研究认为其名义应力也莫过于材料的屈服点,否则会使材料全面屈服而造成损伤,一般使缺口根部产生的屈服区大致为试件尺寸的四分之一。(此研究尚在继续进行)

作者对陈英、王淑芝工程师在断口观察上的大力支持及振动疲劳试验班在疲劳试验上的协助深表感谢。

参 考 文 献

1. 黄玉璞,“关于金属材料超载后恒载拉伸疲劳裂纹扩展停滞模型的几点意见”,机械强度,1980,疲劳专辑11.
2. Gerber, T.L. and Fuchs, H.O., “Improvement in the Fatigue Strength of Notched Bars by Compressive Self-Stresses”, ASTM STP 467, 1970.
3. Dubensky, R., “Overload Induced Delay in Fatigue Crack growth in Ti-6Al-4V Titanium Alloy”, Mechanical Behavior of Materials, 1973.8.
4. 航空工业部颁标准,“发动机叶片及材料振动疲劳试验方法”,HB5277-84,1984.
5. Gews, J.H., “Crack Znitiation at stress Concentration as influenced by Prior load Plasticity”, ASTM STP 467, 1969.
6. Underwood, J.H., Kapp, J.A., “Benefits of Overload for Fatigue Cracking at a notch”, ASTM STP 743, p48, 1980.
7. Vecchio, R.S., Hertzberg, R.W., Jaccard, R., “On the Overload induced Fatigue Crack Propagation Behavior in Aluminium and Steel Alloys”, Fatigue of Engineering Material and Structure, Vol.7, No.3., 1984.

tial equation sets can be derived. The frequency equation can be obtained using numerical integration method, such as Runge-Kutta method, under certain boundary conditions, Muller method to solve the resonant frequency of disk is also employed.

The calculation results agree better with experimental data than the results of the finite element method. Moreover, the computer program can be significantly simplified and the computer time can be considerably reduced.

RESEARCH ON OVERLOAD TO STOP CRACKING FOR USED COMPRESSOR BLADES

Hou Jingyong

(*Institute of Aeronautical Materials*)

Abstract

In order to increase the service life of compressor blades, the effects of overload on fatigue crack formation life in the stainless steel compressor blades which have served for 840 hours and have had some damage on its surface have been investigated. The results show that the residual fatigue life of blades increases with the increasing overload ratio m , and when the overload ratio $m \geq 1.6$, the residual life of blades is obviously increased. But when $m < 1.48$, the effects of overload on blade life is not pronounced.

TRANSONIC VIBRATION INDUCED BY MISMATCHING BETWEEN ENGINE AND THRUST NOZZLE

Lun Yjyun

(*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

Abstract

The transonic vibration occurred in the flight tests of some combat aircraft at $H = 3000 - 4000\text{m}$ and $Ma = 0.82 - 0.96$ is analyzed in this paper. For nozzle pressure ratio of about $2.9 - 4.6$, the vibration frequency ranged from 8 to 12Hz. Some measures were taken to discover the vibration source, such as eliminating the clearance of the aircraft structure, blocking air inlet apertures in the tail section of the aircraft, streamline tracing with power and strapping, and model testing in wind tunnel, but all of them failed.

On the basis of extensive investigation and calculations, it was decided to make simulation test of the ejector nozzles with increased secondary flow rate or with the nozzle shroud apertured for third flow. Finally it was found out that the transonic vibration was induced by mismatching of engine with thrust nozzle.