

低周疲劳预损伤对 TA11 合金高周疲劳强度的影响

石多奇^{1,2}, 骆银银¹, 赵鹏涛³, 于慧臣³, 杨晓光^{1,2}
(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;
3. 北京航空材料研究院 检测研究中心, 北京 100074)

摘 要: 试验研究了预先经历一定次数的低周疲劳(low cycle fatigue, LCF)对 TA11 合金高周疲劳(high cycle fatigue, HCF)强度的影响. 考虑了 LCF 试验中循环最大应力、应力比和寿命比例等主要参数, 根据步进法, 利用旋转弯曲疲劳试验, 研究了 LCF 预损伤对标准试件 HCF 强度的影响规律. 结果表明: 当循环最大应力为 900 MPa 时, LCF 载荷中靠前的循环产生的塑性应变变大, 因此加载较少的 LCF 预损伤也会降低该合金 HCF 强度; 不同应力比的 LCF 预损伤都会降低 HCF 强度; 当 LCF 预损伤的最大应力远小于材料的屈服强度时, LCF 预损伤对 HCF 强度的影响较小, 而当 LCF 预损伤的最大应力接近或大于材料的屈服强度时, 则必须考虑 LCF 预损伤对 TA11 合金 HCF 强度的影响.

关 键 词: 高周疲劳; 低周疲劳; 预损伤; 钛合金; 疲劳强度

中图分类号: V231.95 **文献标志码:** A

Effect of low cycle fatigue pre-damage on high cycle fatigue strength of TA11 alloy

SHI Duo-qi^{1,2}, LUO Yin-yin¹, ZHAO Peng-tao³,
YU Hui-chen³, YANG Xiao-guang^{1,2}
(1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;
3. Inspection Center of Materials,
Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100074, China)

Abstract: The effect of pre-damage of low cycle fatigue (LCF) on high cycle fatigue (HCF) strength of TA11 alloy was experimentally investigated. Three factors were considered, including cyclic max stress, stress ratio and the life ratio in LCF experiment. The effect of LCF pre-damage on high cycle fatigue strength of standard specimen was obtained using rotation bending fatigue experiment according to a step-by-step procedure. Result shows that the previous LCF cycles with the max stress of 900 MPa generate a larger cyclic plastic strain. Therefore, even applying few LCF pre-damage can still reduce the HCF strength. Different stress ratios of LCF pre-damage will reduce the HCF strength. For different max stress in LCF pre-damage, when the LCF pre-damage max stress is far lower than the yield strength, it has less effect on the HCF strength. However, the effect on TA11 alloy must be considered when the LCF pre-damage max stress is close to or greater than the yield strength.

Key words: high cycle fatigue; low cycle fatigue; pre-damage; titanium alloy; fatigue strength

在航空燃气涡轮发动机工作的过程中,风扇与压气机转子叶片在发动机起动和停车过程中都要经历以离心应力为主的低周疲劳(LCF),而涡轮转子叶片经历的以离心应力和热应力组合的热机械疲劳也是 LCF 的一种复杂损伤模式.此外,在一定条件下,每一级转子叶片还可能承受高频率(相对起落频率而言)的强迫振动载荷,引起叶片发生高周疲劳(HCF)破坏.

目前叶片的抗疲劳设计是分别针对 HCF 和 LCF 进行的.按照设计准则,LCF 的设计主要是保证叶片在发动机全寿命期内具有足够的低周疲劳寿命.而抗 HCF 设计主要是让叶片的振动应力低于其材料的疲劳极限,或者通过提高材料和叶片自身的抗疲劳能力、设计减振结构或增加阻尼等来实现.事实上,航空发动机的转子叶片在工作循环中同时承受 LCF 和 HCF 共同作用的复合疲劳(combined cycle fatigue, CCF).在高周疲劳科学计划中,美国空军建议在设计时要考虑复合疲劳作用^[1-2].

另一方面,近十几年来,国产航空发动机各类叶片在研制和使用过程中的故障不断出现,原因非常复杂,也在一定程度上暴露了现有设计方法的不足.其中,对叶片 CCF 机理的认识不够、开展的研究较少可能是其中的原因之一.

国内外针对 HCF 与 LCF 的交互作用有较多的研究,也得出了一定的结论.如国内的候学勤、李睿、赵振华以及国外的 Dungey 和 Domnin 等针对 CCF 作用下的寿命和单独 LCF 作用下的寿命进行了比较研究,发现 HCF 的存在会导致 LCF 寿命的降低^[3-7].同时刘红彬, Powell, Guedou, Byrne 以及 Russ 等从裂纹扩展角度针对 HCF 和 LCF 的交互作用进行了研究,发现两者之间的交互作用主要机制为:LCF 的作用导致裂纹萌生,而 HCF 的存在会加速裂纹的扩展^[8-12].但是,LCF 预损伤对 HCF 强度的影响研究并不多.美国的 Mall 和 Nicholas 对钛合金 Ti-6Al-4V 在 LCF 预损伤作用下的 HCF 强度进行了研究,他们针对室温下不同最大应力 $\sigma_{\max}$ (700, 790, 900 MPa) 的 LCF 作用之后的试样,分别开展了应力比 $R_e=0.1, 0.5, 0.8$ 的 HCF 强度试验.结果表明:预加载的 LCF 载荷并未对 HCF 强度产生较大的影响^[13].同时 REN Weiju 等针对镍基合金

Udimet 720 进行了相似的研究,其加载的 LCF 预损伤载荷为 10^4 对应的载荷,在进行一定寿命比例的加载后进行了应力比为 0.1 的 HCF 强度试验.结果表明:即使加载较低寿命比例的 LCF 预损伤也会降低试样的 HCF 强度;进一步深入分析认为在加载 LCF 的过程中,LCF 预损伤和循环塑性应变的混合作用导致了后续 HCF 强度的降低^[14].在这两组研究中他们都采用了步进法来快速获得 HCF 强度,该方法由 Maxwell 和 Nicholas 在美国的高周疲劳计划研究中采用,并进行了一系列验证试验证明了其有效性^[15].

本文针对压气机转子部件的合金 TA11 材料,开展了 LCF 预损伤对 HCF 强度(对应 10^7 寿命的疲劳极限)影响规律的试验研究,试图考察影响 HCF 强度下降的 LCF 预损伤可能需要满足的力学条件.试验主要分为 3 个部分进行:步进法验证试验,LCF 寿命试验,LCF 预损伤后的 HCF 强度试验.

1 试 验

1.1 材料及试样

优质 TA11 是一种近 α 钛合金,在 450 °C 以下工作具有良好的抗蠕变能力并保持晶相结构的热稳定性,同时具有良好的可焊接性和抗氧化性.根据《金属旋转弯曲疲劳试验方法标准》设计了如图 1 所示的试样.试件由 TA11 棒材经过车削、磨削和表面抛光加工而成,表面光洁度基本与叶片一致,夹持部分与试样轴线保持同轴.

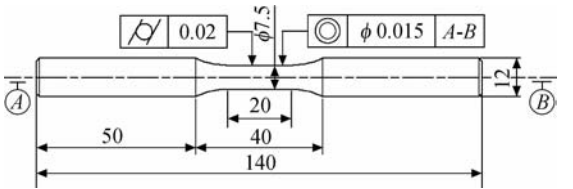


图 1 试样尺寸(单位:mm)

Fig. 1 Dimension of samples (unit:mm)

1.2 疲劳试验

LCF 和 HCF 试验分别在拉压疲劳试验机和旋转弯曲疲劳试验机上进行. LCF 和 HCF 试验的载荷频率分别为 2 Hz 和 83 Hz. 步进法是一种获得试样 HCF 强度的快速试验方法,由美国的 Maxwell 等提出,他们进行了大量的验证试验,证

明了其对于钛合金材料的有效性. 其突出的优点在于可以快速试验, 并可以获得在承受损伤后的试样的 HCF 强度, 其缺点在于并未考虑由于前几步中的载荷带来的强化作用, 且初始加载载荷并不容易选取, 选取不适当会造成试验的失败. 采用该方法确定选定寿命 N_{re} (如 $N_{re}=10^6$) 所对应的材料疲劳强度时, 首先应对其疲劳强度进行预估, 而后采用比预估强度低的初始载荷进行加载, 直至选定的寿命. 当试样未断裂时, 选取初始载荷的 3%~5% 的应力作为应力增量以增大载荷继续加载, 重复此过程直至断裂. 试验完成后, 材料的疲劳强度 $\sigma_{e,hcf}$ 计算公式为

$$\sigma_{e,hcf} = \sigma_{pr} + \frac{N_{f,end}}{N_{re}}(\sigma_f - \sigma_{pr}) \tag{1}$$

即利用最后两个载荷步的载荷进行插值获得试验材料的疲劳强度, 其中 σ_{pr} 为倒数第 2 步中的载荷值, σ_f 和 $N_{f,end}$ 为最后一个载荷步中的最大应力和试样在该步中的寿命, N_{re} 为选定寿命 (本文选为 10^6 和 10^7 两种). 依据该材料的旋转弯曲疲劳强度数据, 设计了如图 2 所示载荷谱进行验证试验.

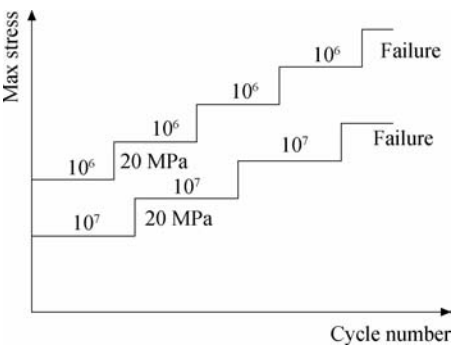


图 2 步进法载荷谱
Fig. 2 Load spectrum of step procedure

在 LCF 试验中主要考虑最大应力和应力比两个因素进行研究. 针对转子叶片典型的 LCF 载荷, 设计了如图 3 所示的 LCF 载荷谱进行试验. 选取最大应力 $\sigma_{max}=750, 800, 900$ MPa 三种状态, 其中 $\sigma_{max}=800$ MPa 时选取 $R_\sigma=0, 0.1, 0.3$, 试验中所采用的载荷谱如图 3 所示. 设计的试验载荷中只有 $\sigma_{max}=900$ MPa 时超过了材料的屈服应力 $\sigma_{0.2}$, 因此在该种载荷状态下试样中的损伤不仅存在着 LCF 损伤同时也伴随有塑性变形的作用.

试验中的 LCF 预损伤施加步骤如下: 首先, 预估并通过试验获得试样的 LCF 寿命 $N_{f,LCF}$; 然后, 利用疲劳试验机按照图 3 的试验谱对试样开展轴向疲劳试验加载到某循环次数 n . 定义消耗

寿命比例 $R_{lcf}=n/N_{f,LCF}$ 以度量 LCF 预损伤, 控制加载到 n 次循环时, 试样表面无肉眼可见裂纹也未断裂; 其次, 将试样取下转移到旋转弯曲疲劳试验机上, 依步进法继续完成 HCF 强度试验, 其载荷如图 4 所示.

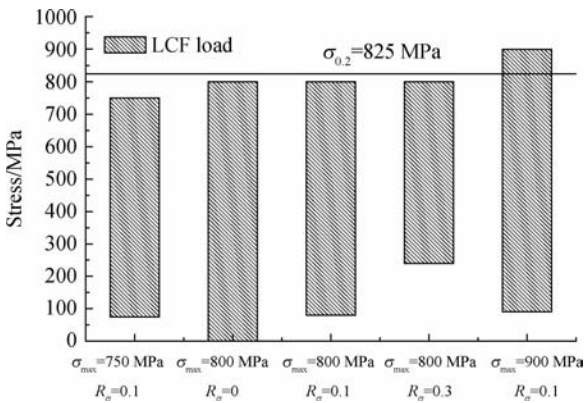


图 3 LCF 寿命试验中的载荷谱
Fig. 3 Load spectrum in LCF life experiment

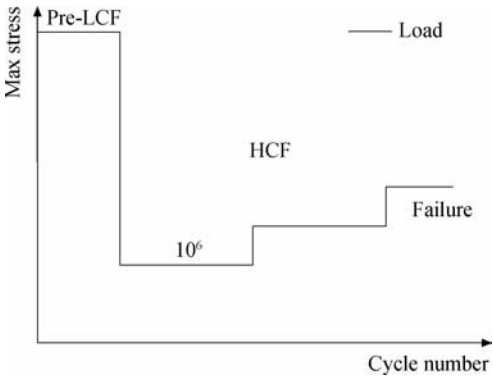


图 4 有预损伤的 HCF 强度试验载荷谱
Fig. 4 Load spectrum of HCF strength experiment with pre-damage

最后, 比较承受过 LCF 预损伤的试样与未承受预损伤的试样, 其 HCF 强度之间的差异, 进而研究 LCF 对 HCF 强度的影响. 利用第 2 步中获得的 LCF 寿命进行不同寿命比例 R_{lcf} 的加载, 在此步中考虑不同 R_{lcf} 的影响, 取 $\sigma_{max}=900$ MPa, 应力比 $R_\sigma=0.1$, 分别按照 $R_{lcf}=2\%, 10\%, 20\%, 50\%$ 和 70% 完成试验, 其余 σ_{max} 和 R_σ 条件下取 $R_{lcf}=20\%$ 进行 LCF 加载.

2 试验结果及分析

2.1 步进法验证试验

为了验证该方法的可靠性, 同一种载荷状态选取两根试样进行试验. 从材料手册中的旋转弯

曲试验数据得到 TA11 在寿命为 10^6 时对应的 HCF 强度(σ_{-1})为 400~500 MPa,考虑步进法需要选择比材料 HCF 强度低的初始加载应力,第 1 根试样选取的初始载荷为 340 MPa,每步之间载荷增量为 20 MPa. 试验结果如表 1 所示,经历 7 个载荷步后断裂,可以获得其 HCF 强度为 457.34 MPa. 由于 7 个载荷步比较多,第 2 根试样选取 400 MPa 的载荷为初始载荷步,但该试样在第 1 步就发生断裂,依据步进法计算公式无法获得其 HCF 强度,所以只能认为其强度小于 400 MPa,试样的断裂位置如图 5 中所示,图中 N_f 表示疲劳寿命. 同样地,对寿命为 10^7 的两根试样进行了试验,这两根试样得到了比较接近的一组结果,分别为 409.5 MPa 和 401.82 MPa. 从这两组试验结果中可以看出合理的选取初始载荷既影响试验结果,也影响试验效率,所以在后续试验中注意选取合理的初始载荷.

表 1 步进法 HCF 疲劳极限试验结果
Table 1 Experimental results of HCF fatigue limit by step procedure

N_{re}	σ_f /MPa	步数	$N_{f,end}/10^5$	$\sigma_{e,hcf}$ /MPa
10^6	460	7	8.82	457.64
	400	1	3.66	<400
10^7	410	2	97.5	409.5
	410	2	59.1	401.82



图 5 步进法试样断裂位置($N_f=10^6$)
Fig. 5 Fracture location of samples by step procedure ($N_f=10^6$)

将步进法得到的试验结果与材料手册中该材料的 HCF 强度试验结果进行比较,如图 6 所示. 从图中可以看出采用步进法与传统阶梯法得到的试验结果比较一致,在寿命比较高(10^7)的范围内其波动小,而在寿命比较低(10^6)的范围内,其波动相对较大. 由此说明,步进法可以用于 TA11 材料的 HCF 强度的获取. 后续试验中将以步进法试验的疲劳极限结果作为参考,考虑 LCF 预损伤对于试样 HCF 极限的影响,对于 10^6 的 HCF 强度取 400 MPa 和 457.64 MPa 的平均值 428.82 MPa 作为基准,对于 10^7 的 HCF 强度取 405.65

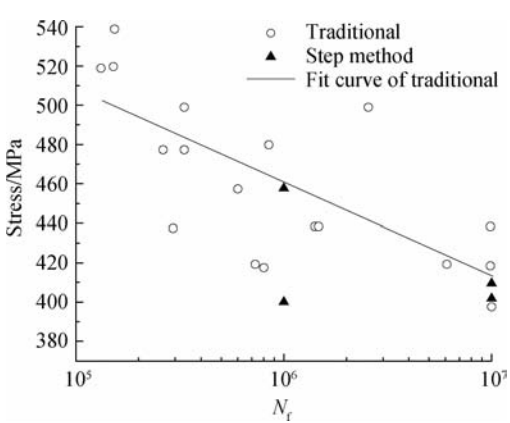


图 6 步进法与传统试验结果对比
Fig. 6 Comparison results of traditional experiment and step procedure

MPa(平均值)作为基准.

2.2 LCF 试验结果

本步试验目的是得到试样在特定载荷下的 LCF 寿命,为第 3 步试验中 LCF 损伤加载提供依据. 按照图 3 的载荷谱进行试验,每组载荷用两根试样,将其寿命的平均值作为该载荷下试样的疲劳寿命. 通过试验得到了如表 2 中所示的结果,从中可以看出该材料的 LCF 寿命有一定的分散性.

表 2 LCF 试验结果
Table 2 LCF experimental result

试样 编号	应力比 R_σ	σ_{max} /MPa	$N_{f,lc}$	$N_{f,lc}$ 平均值
L-1	0	800	38 629	59 709
L-2			80 789	
L-3	0.1	750	115 713	105 685
L-4			95 656	
L-5	0.1	800	61 133	72 595
L-6			84 056	
L-7	0.1	900	8 466	11 089
L-8			13 712	
L-9	0.3	800	98 133	90 282
L-10			82 431	

试样的断裂位置如图 7 所示. 在试验中针对 LCF 载荷作用时试样标距段的总应变用引伸计进行了监测,其中 L-2 号和 L-8 号试样的应变峰值如图 8 和图 9 所示. L-8 号试样($\sigma_{max}=900$ MPa)有明显的塑性应变累积从而产生循环蠕变

现象,而 L-2 号的试样($\sigma_{\max}=800\text{ MPa}$)则基本处于弹性范围内, $\sigma_{\max}=750\text{ MPa}$ 试样的应变峰峰值测量结果与 L-2 号试样相似,都处于弹性范围内,基本不存在塑性应变.从总应变监测结果可以知道, $\sigma_{\max}=900\text{ MPa}$ 的试样由于进入塑性区,每个

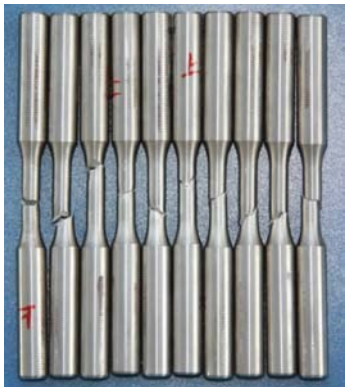


图 7 LCF 试验试样断裂位置

Fig. 7 Fracture location of LCF experimental samples

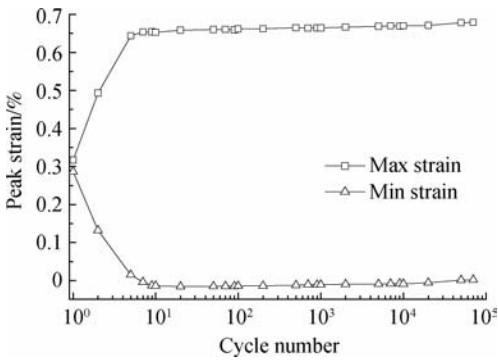


图 8 L-2 号试样应变测量峰峰值结果

Fig. 8 Measured max and min strains of L-2 sample

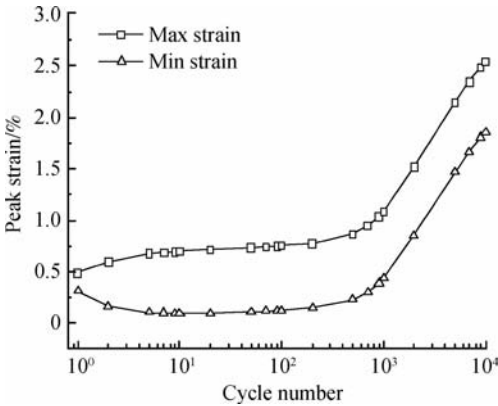


图 9 测量的 L-8 号试样循环蠕变曲线

Fig. 9 Measured cyclic creep curves of L-8 sample

循环所产生的低周疲劳损伤最大,因而其寿命最短.

将 L-2 号和 L-8 号试样的应力-应变曲线提取出来,如图 10 和图 11 中所示,图 11 中还给出了对应的循环次数 200~10 000. 从图 10 可以看出,对于 L-2 号试样在其载荷作用下应力应变环基本为一条往复的直线,且不沿应变轴移动,基本只有弹性变形而循环塑性可忽略.而图 11 体现出明显的棘轮效应,即产生了较多的循环塑性变形,同时棘轮应变速率是变化的,在整个寿命区域内并不是均匀产生的,每千个循环所累积产生的应变是逐渐减小的.

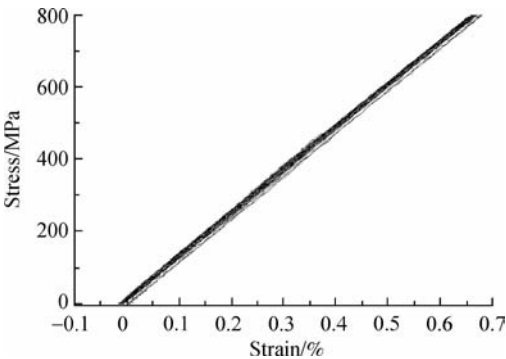


图 10 实测的 L-2 号试样的应力-应变曲线

Fig. 10 Measured strain-stress curve of L-2 sample

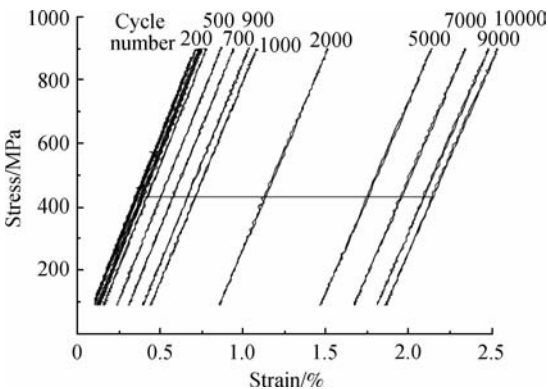


图 11 实测的 L-8 号试样的循环棘轮曲线

Fig. 11 Measured rathetting curves of L-8 sample

利用 Goodman 曲线对表 2 中的数据转换为应力比为-1 所对应的载荷,并与材料手册中的数据^[16]进行对比以确定试验数据的有效性.如图 12 中所示,从图中可以看出本组试验数据与材料手册中的 LCF 试验数据一致性比较好,分散性也在可接受范围内,因此第 3 步试验中使用本步试验所得到的寿命结果进行 LCF 预损伤加载.

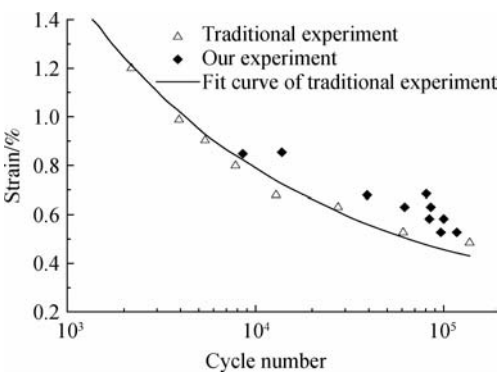


图 12 平均应力修正后的试验结果与材料手册数据对比^[16]

Fig. 12 Comparison of mean-stress modified experimental results and data in materials manual book^[16]

2.3 预损伤后的 HCF 强度试验结果

依据 LCF 寿命试验的结果进行了加载 LCF 预损伤后的 HCF 强度试验. 采用步进法, 应力增量为 20 MPa, 试验结果列于表 3. 在表 3 中主要考虑了循环最大应力 $\sigma_{\max}$ 、应力比 R_σ 和寿命比例 R_{lcf} 这 3 个参数. 在预损伤中选取的 R_{lcf} 从 2% 至 70% 不等. 由于 LCF 寿命本身具有分散性, 因此采用第 2 步中的平均寿命为基准进行一定比例的加载本身也产生一定的偏差, 例如, 当 $\sigma_{\max} = 900$ MPa, $R_{\text{lcf}} = 50\%$ 的试样在进行 LCF 预损伤加载

的过程中即发生破坏.

在预损伤试验过程中采用引伸计针对试样标距段的总应变进行了监测, 得到如图 13 所示的结果. 可见: ① 当 $\sigma_{\max} < \sigma_{0.2}$, 即 $\sigma_{\max}$ 分别为 750 MPa 和 800 MPa 时, 在 LCF 加载过程中并不产生明显的循环塑性; ② 当 $\sigma_{\max} > \sigma_{0.2}$, 即 $\sigma_{\max} = 900$ MPa 时, 则产生明显的循环塑性(或棘轮应变累积). 同时纯粹的步进法试验中($R_{\text{lcf}} = 0\%$)由于应力较小, 材料一直处于弹性范围内, 所以基本没有塑性应变产生. 从图 13 还可以看出 $\sigma_{\max} = 900$ MPa 的单次 LCF 产生的损伤较大, 其余载荷状态下的损伤相对较小.

针对 $\sigma_{\max} = 900$ MPa, 应力比 $R_\sigma = 0.1$ 的条件开展了含不同 R_{lcf} 的预损伤对后续旋转弯曲疲劳极限(HCF 强度)影响的试验, 如图 14 所示.

从图 14 中可以看出试样的 HCF 强度并不随 LCF 寿命(L_{lcf})比例 R_{lcf} 的递增呈单调变化, 而是有一定的波动. 图中显示有 LCF 预损伤作用的试样, 其 HCF 强度有所降低, 最大降低幅度超过 34.7%, 最小降低幅度为 10.2%. 结合图 13 中的总应变监测结果, 可以认为此载荷条件的施加, 造成试样在 LCF 过程中产生了明显的循环塑性, 导致了 HCF 强度的降低. 分析试样塑性变形累积的过程可以知道, 在靠前的 LCF 循环中产生的塑性变形较大, 随着材料发生循环硬化, 后续每个循

表 3 加载 LCF 预损伤后的 HCF 强度试验结果
Table 3 Experimental results of HCF strength after loading LCF pre-damage

试验类别	应力比 R_σ	$\sigma_{\max}$ /MPa	$R_{\text{lcf}}/\%$	步进法初始载荷/MPa	σ_f /MPa	$N_{f,\text{lcf}}/10^5$	$\sigma_{e,\text{hcf}}/\text{MPa}$
HCF			0	340	460	8.82	457.64
				400	400	3.66	<400
LCF 预损伤试验	0.1	750	20	340	500	未断	>500
	0	800	20	360	440	2.43	424.86
	0.1	800	20	360	360	6.54	<360
	0.3	800	20	340	380	5.16	370.32
	0.1	900	2	340	360	3.69	358.3
	0.1	900	10	380	400	2.61	385.22
	0.1	900	20	320	340	9.15	327.38
	0.1	900	50	280	280	3.78	<280
	0.1	900	50	280	低周断裂		
	0.1	900	70	280	320	3.78	307.56
	0.1	900	70	320	320	1.8	<320

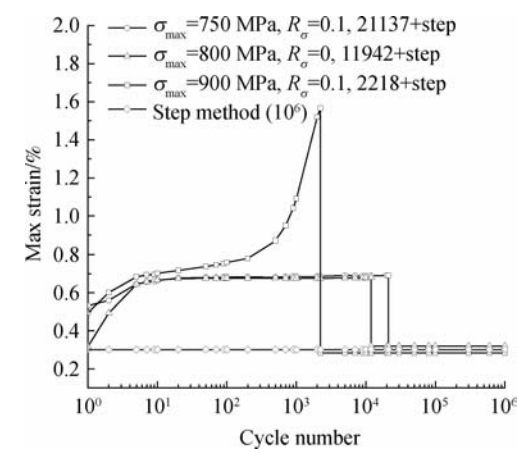


图 13 试验中的循环最大应变的测量结果

Fig. 13 Measured result of cyclic max strains in experiment

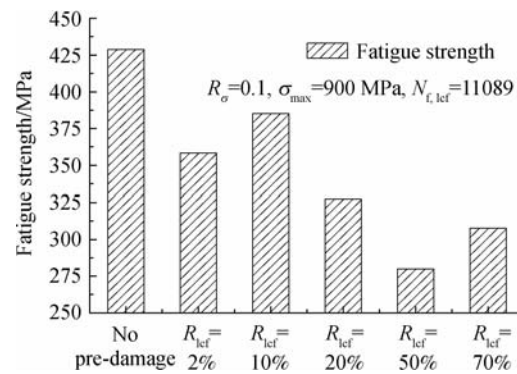


图 14 不同寿命比例的 LCF 预损伤后试验结果

Fig. 14 Experimental HCF limits after LCF pre-damage with different fatigue life fractions

环中塑性变形减小,因此靠前的 LCF 循环对材料的损伤最大.从试验结果中也可以看出即使预先加载 $R_{lcf}=2\%$ 的寿命比例,试样的疲劳强度依然降低了 16.45%,这进一步印证了上述结论.

其后完成的其他试样试验中,除了 $R_{lcf}=10\%$ 的试样以外,其余各 R_{lcf} 的试样,其 HCF 强度数值都比 $R_{lcf}=2\%$ 试样的低.在这些试样中,HCF 强度降低的最大幅度为 34.7%,而 $R_{lcf}=2\%$ 所造成的降低幅度为 16.45%.这表明:在 LCF 试验中前几个循环产生了较大的塑性变形而对试样的损伤较大,而后续的 LCF 循环虽然会继续产生损伤,但是相对较小.由此可见,当存在较大的 LCF 载荷时,一旦局部进入塑性,即使其循环数量很少也会明显地降低 HCF 强度.

选择 $\sigma_{max}=800\text{ MPa}$, R_σ 分别为 0, 0.1 和 0.3,预先施加 LCF 载荷,然后再利用步进法开展 HCF 疲劳试验.试验结果如图 15 所示.图中数据

表明这 3 种应力比的 LCF 预损伤载荷作用后试样的 HCF 强度均有一定程度的降低,其最大降低幅度超过 16%,最小降低幅度为 0.9%.从结果可以看到在较大应力比的 LCF 载荷作用下,HCF 强度的降低程度也较大.建议在叶片的抗 HCF 设计中考虑这种情况.

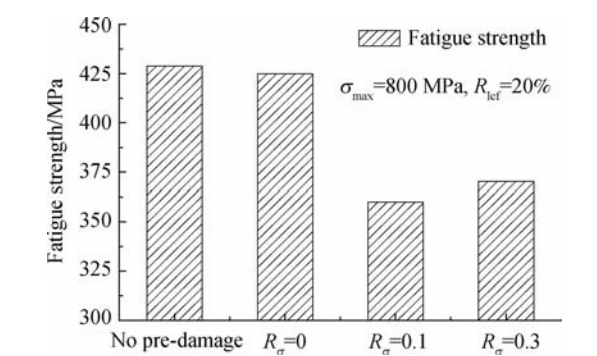


图 15 不同应力比的 LCF 预损伤后的 HCF 强度

Fig. 15 HCF strength after loading LCF pre-damage with different R_σ

不同最大应力的 LCF 预损伤作用之后的试样 HCF 强度试验结果如图 16 所示.从图中可以看出当 LCF 的最大应力为 750 MPa 时,试样的 HCF 极限不仅未降低反而增大了,而且增大比例较大.从表 3 中可以看出该试样在步进法试验中的初始载荷为 340 MPa,当加载到第 10 步载荷达到 500 MPa 时依然未断裂,说明该试样的 HCF 强度较高,这可能是由于载荷步数过多造成了材料的强化.其余两种载荷状态的 LCF 作用后试样的 HCF 强度均有降低,且降低幅度最大为 16.4%,其降低幅度与最大应力没有线性关联.结合美国高周疲劳科学和技术的研究成果^[1]中的相

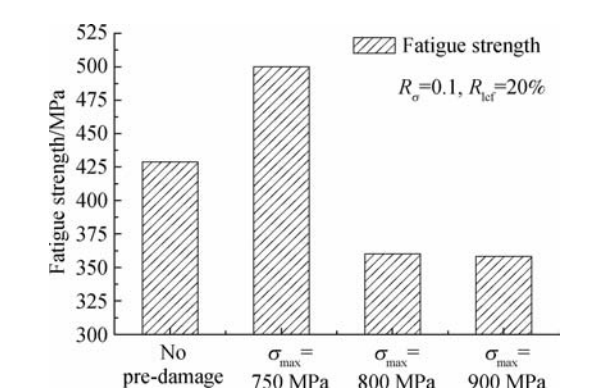


图 16 不同最大应力的 LCF 预损伤后的 HCF 强度

Fig. 16 HCF strength after loading LCF pre-damage with different σ_{max}

关结论,可以认为:①当 LCF 预损伤载荷的最大应力低于材料的屈服强度较远时,即在此载荷下试样的疲劳寿命在 $10^5 \sim 10^6$ 的过渡区域内时其对后续的 HCF 强度的影响较小;②当 LCF 载荷的最大应力在材料屈服强度附近时,会降低材料的 HCF 强度(疲劳极限). 试验中,对应于 $\sigma_{\max}=750\text{ MPa}$, $R_\sigma=0.1$ 的 LCF 寿命为 105 685,属于 LCF 和 HCF 之间的过渡区域,其对 HCF 的影响并不明显. 而当 $\sigma_{\max}=800\text{ MPa}$ 和 900 MPa 时,因为比较接近材料的屈服强度 825 MPa ,因此 LCF 预损伤明显地降低了 HCF 强度. 因此在工程设计中,当 LCF 载荷的远小于屈服强度时,其对

HCF 强度的影响可以不予考虑,而当 LCF 载荷值与材料屈服接近,甚至大于其屈服强度时,建议考虑 LCF 预损伤的存在对 HCF 强度降低的影响,特别是在构件局部应力集中的部位.

将所有试验结果绘制于图 17 中,并与未受 LCF 预损伤试样的 HCF 强度进行比较. 从图中可以看出除了 $\sigma_{\max}=750\text{ MPa}$ 的 LCF 载荷作用后的 HCF 强度增大以外,其余各 LCF 载荷作用后试样的 HCF 强度均为降低. 并且从整体上看 $\sigma_{\max}=900\text{ MPa}$ 时,由于较大的塑性变形的存在,使得试样的 HCF 强度下降程度大于其他几种载荷状态.

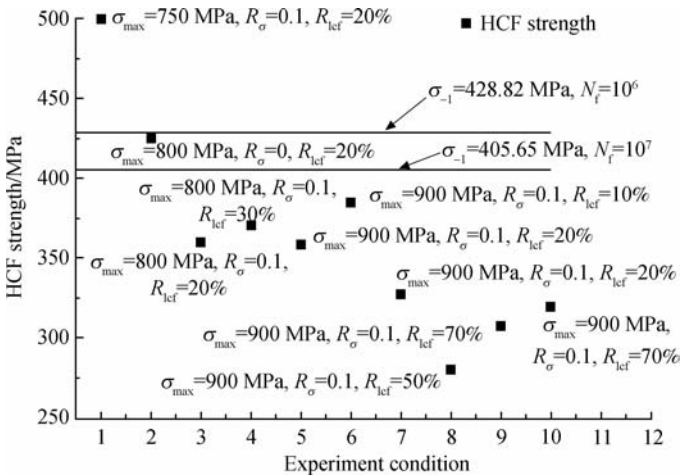


图 17 预损伤试验结果

Fig. 17 Experimental results of pre-damage

需要特别说明的是,由于疲劳分散性的存在,LCF 寿命以及 HCF 强度都存在一定的分散性,而本研究并未专门针对此材料进行这种分散性研究,因此研究结论仅限于本文讨论的载荷范畴. 但是,从图 17 的整体数据中可以看出,LCF 预损伤的存在,确实会降低 HCF 的强度,但降低的幅度随着具体的载荷状态不同而不同. 相对而言,LCF 的最大应力超过材料屈服应力时,会对试样产生更大的 LCF 预损伤,由此导致 HCF 强度的降低也就更大. 这在结构中存在应力集中时可能会有一定的影响. 综合国内外的研究表明,在航空发动机结构强度设计和振动排故过程中建议考虑 LCF 预损伤对 HCF 强度的影响,进而降低抗高周疲劳设计的风险.

3 结 论

通过本文的研究,可以得到如下结论:

1) 步进法能够快速有效地获得钛合金的

HCF 强度,但在试验中需要选取合适的初始载荷.

2) 当 $\sigma_{\max}=900\text{ MPa}$,预先经历不同寿命比例的 LCF 载荷,都会降低弯曲疲劳极限(HCF 强度). 由于在 LCF 载荷中靠前的循环产生了较多塑性应变,靠后的循环只产生较小的塑性应变,导致即使预先经历较少寿命比例的 LCF 载荷也会明显降低材料的 HCF 强度.

3) 预先经历相同最大应力、不同应力比的 LCF 载荷,使得 HCF 强度有不同程度的下降.

4) LCF 预损伤最大应力水平对 HCF 强度的影响不同. 当 LCF 载荷的 $\sigma_{\max}$ 远离材料的屈服强度 $\sigma_{0.2}$ 时,其对 HCF 强度的影响可以不予考虑;而当 LCF 的 $\sigma_{\max}$ 与 $\sigma_{0.2}$ 接近甚至大于 $\sigma_{0.2}$ 时,则必须考虑 LCF 预损伤对 HCF 强度降低的负面影响,否则将有可能引起部件的提前破坏.

由于材料疲劳性能的分散性,在本部分设计试验中也存在一定的误差,具体如下:

1) 第 1 种是预先加载 LCF 时损伤确定的误差. 本试验中采用寿命作为依据,以不同的寿命比例 R_{lef} 表示不同的损伤状态,由于试验中 LCF 寿命本身有一定的分散性,因此 $R_{\text{lef}}=50\%$ 对 HCF 强度的影响并不一定比 $R_{\text{lef}}=20\%$ 的大.

2) 第 2 种是在步进法确定 HCF 强度的过程中产生的误差. 虽然已经验证了该方法的可靠性,但是在试验过程中仍旧需要准确预估试样的 HCF 强度,试验中的步进法步数过多时可能引入强化效应的影响,导致结果产生偏差.

3) 试样的表面状态、制造缺陷等都会对试验结果产生一定影响.

从试验结果中依然可以清晰地看出 LCF 预损伤的存在降低了试样的 HCF 强度,因此在结构设计和服役排故工作中,对那些可能存在 LCF 和 HCF 共同作用的构件和部件,建议同时考虑两者进行综合分析.

参考文献:

[1] Nicholas T. High cycle fatigue: a mechanics of materials perspective[M]. Amsterdam, Holland:Elsevier,2006.

[2] Mattingly J D,Heiser W H,David T,et al. Aircraft engine design[M]. 2nd ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics,2005.

[3] HOU Xueqin, LIU Xinling, TAO Chunhu. Combined fatigue behavior of low-and-high cycle stresses for FGH95 alloy[J]. Materials Science and Engineering of Powder Metallurgy,2008,13(4):201-207.

[4] LI Rui,BAO Rui,FEI Binjun. Experiment investigation on combined high and low cycle fatigue performance of 2024-T3 aluminum alloy plate with hole[J]. Aircraft Design, 2010,30(3):18-22.

[5] ZHAO Zhenhua,CHEN Wei. Effect of combined cycle load upon the fatigue performance of titanium alloy TC11[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(11):2468-2474.

[6] Dungey C,Bowen P. The effect of combined cycle fatigue upon the fatigue performance of Ti-6Al-4V fan blade material[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004,153/154:374-379.

[7] Domnin G,Karl-Heinz L. Fatigue behaviour of the superalloy in 713C under LCF-,HCF-and superimposed LCF/HCF-loading[J]. Procedia Engineering,2010,2(1):1343-1352.

[8] LIU Hongbin,CHEN Wei,DU Wenjun. Experiment investigation on low and high cycle combined fatigue performance of TC11 titanium alloy[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2011,24(2):23-26.

[9] Powell B E,Duggan T V,Jeal R H. The influence of minor cycles on low cycle fatigue crack propagation[J]. International Journal of Fatigue,1982,4(1):4-14.

[10] Guedou J Y,Rongvaux J M. Effect of superimposed stresses at high frequency on low cycle fatigue[R]. American Society for Testing and Materials,ASTM STP942-EB,1988.

[11] Byrne J, Hall R F,Powell B E. Influence of LCF overloads on combined HCF/LCF crack growth [J]. International Journal of Fatigue,2003,25(9/10/11):827-834.

[12] Russ S M. Effect of LCF on HCF crack growth of Ti-17 [J]. International Journal of Fatigue,2005,27(10/11/12): 1628-1636.

[13] Mall S,Nicholas T,Park T W. Effect of predamage from low cycle fatigue on high cycle fatigue strength of Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Fatigue,2003,.25(9/10/11):1109-1116.

[14] REN Weiju, Nicholas T. Effects and mechanisms of low cycle fatigue and plastic deformation on subsequent high cycle fatigue limit in nickel-base superalloy Udimet 720 [J]. Materials Science and Engineering: A, 2002, 332 (1/2):236-248.

[15] Maxwell D C, Nicholas T. A rapid method for generation of a haigh diagram for high cycle fatigue, fatigue and fracture mechanics[R]. American Society for Testing and Materials, ASTM STP1321,1999.

[16] 于慧臣,吴学仁. 航空发动机设计用材料数据手册:第四册[M]. 北京:航空工业出版社,2010.

(编辑:王碧珺)