

合金材料高低周复合疲劳寿命研究

刘红彬^{1,2}, 黄维娜², 陈 伟¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院 成都 610500)

摘 要: 就外物损伤对钛合金材料(TC4 和 TC11)高低周复合疲劳寿命的影响进行了试验研究. 分别采用摆锤法和空气炮法模拟了叶片外物损伤, 对比分析了两类损伤缺口的特征. 进行了无损试样、损伤试样的疲劳试验, 对比分析了外物损伤对钛合金疲劳寿命的影响. 结果表明: 摆锤冲击试验法模拟的损伤缺乏代表性, 空气炮发射弹丸法模拟的损伤更接近真实情况; 外物损伤导致钛合金高低周复合疲劳寿命严重下降, 空气炮发射弹丸法模拟的损伤使钛合金的疲劳寿命从 10^5 下降到 10^4 量级.

关 键 词: 合金材料; 高低周复合疲劳; 外物损伤; 裂纹萌生; 试验

中图分类号: V250.2

文献标志码: A

Investigation on high cycle fatigue-low cycle fatigue life of alloy material

LIU Hong-bin^{1,2}, HUANG Wei-na², CHEN Wei¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The effects of high cycle fatigue-low fatigue life (HCF-LCF) on titanium alloy (TC4 and TC11) were researched experimentally with foreign object damage (FOD) simulation through pendulum method and air-gas gun method and the features of these two different damage notches were analyzed and compared. Fatigue tests on nondestructive and destructive specimens were further conducted to analyze and compare the effects of FOD on the titanium alloy fatigue life. The conclusions show that: pendulum impact test method simulation lacks of representativeness, while air-gas gun projectile method simulation is much closer to the truth; FOD leads to severe decline of HCF-LCF life of titanium alloy, and air-gas gun projectile method simulation decreases the titanium alloy fatigue life from 10^5 to 10^4 order of magnitude.

Key words: alloy material; high cycle fatigue-low cycle fatigue (HCF-LCF); foreign object damage (FOD); crack initiation; experiment

航空发动机吸入各种尺寸、形状和硬度的异物, 会引起风扇/压气机叶片的外物损伤 (foreign object damage, FOD). 由于航空发动机工作时, 风扇/压气机叶片受到较高的离心惯性力和尾流

激振等引起的振动应力作用, 承受高低周复合疲劳, 研究表明, 高低周复合疲劳将会大大降低钢及合金的寿命^[1-6]. 同时在疲劳载荷作用下, FOD 缺口促使裂纹成核并扩展, 大大降低了疲劳寿命, 可

能导致叶片的疲劳失效,引发严重的故障或事故。据报道,在航空工业中与FOD相关的费用为数十亿美元^[7]。

在FOD的形成方面,研究发现^[8],用弹药枪发射粒子来撞击叶片即枪弹法能够模拟小而硬的外物对叶片的撞击损伤。进一步研究发现^[9],弹丸以某一速度撞击叶片时,将造成撞击处的局部熔化,而低于一定速度撞击时,并无这类现象,还有用摆锤的势能与外物撞击叶片时可能达到的动能相等即采用撞击能量当量法进行模拟。Mall等人^[10]还采用发射弹丸冲击和准静态刻痕方法在菱形和长方形横截面试件上产生损伤。美国空军高周疲劳计划使用了机械加工缺口、摆锤冲击和轻气炮发射外物等6种模拟外物损伤方法^[11]。已经有研究发现,冲击速度、角度、前缘半径及外物损伤缺口特征都对疲劳寿命有重要影响。

研究人员进一步研究了外物损伤后钛合金的高低周复合疲劳性能。外物损伤引起的残余应力的分析是一个复杂的主题,它涉及到冲击动力学、断裂力学以及疲劳分析等多学科。Ding等人^[12]的研究结果显示,外物损伤几何形状和残余应力对疲劳行为有着重要的影响,外物损伤产生的小裂纹是裂纹传播的首选位置。Oakley等人^[13]研究了钛合金近似叶片型试件受外物损伤后,在高低周复合载荷下的疲劳特性和寿命预测方法,发现预测的结果相对保守但考虑疲劳结果的离散性,这种方法与试验结果还是比较吻合。郑光华等人^[14]的研究进一步表明:冲击产生的缺口深度随冲击能量的增大而增加,成非线性关系,叶片进气边的FOD会显著降低其疲劳寿命。

本文就外物损伤对钛合金复合疲劳裂纹萌生的影响进行了试验研究与分析。分别采用基于能量等效的低速冲击方法(即摆锤冲击试验法)和空气炮发射弹丸法对TC4和TC11材料疲劳试样进行冲击损伤(模拟压气机/风扇叶片进气边的外物损伤),研究冲击能量与缺口深度的关系,对比分析了两种模拟试验方法产生的损伤缺口的尺寸和形貌特征。进行了无损试样、损伤试样的高低周复合疲劳试验及分析,研究了外物损伤对钛合金高低周复合疲劳寿命的影响。

1 外物损伤的模拟试验

1.1 摆锤冲击试验法

根据摆锤的势能与外物撞击叶片时可能达到的动能相等即采用撞击能量当量法进行模拟。根

据研究需要,自行设计了用于叶片外物损伤模拟的摆锤试验系统,如图1所示。整个系统由5部分组成,包括:表盘、摆臂、夹头、刀口和夹块。表盘用于控制摆臂的摆角,初始时,摆臂的中心线对应0°。摆臂上装有夹头和刀口,通过调节摆臂的角度可以实现夹头和刀口高度的变化。夹头和刀口相连接,随着摆臂的下落对试验件进行撞击。夹块用于夹装试验件。

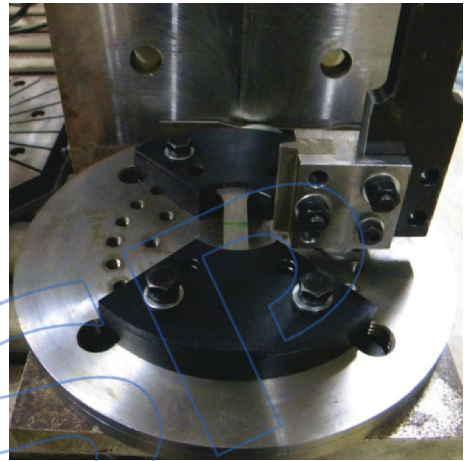


图1 摆锤冲击试验法的试验件及加载夹持

Fig.1 Specimen and loading clamp of pendulum impact test method

试验过程中,首先安装试验件,使试验件的中心尽量对齐刀口,摆臂处于垂直方向,其中心线与表盘的0°对齐。慢慢转动摆臂,当摆臂的中心线对齐所需要的角度 θ 时,停止转动。放开摆臂,摆臂连同夹头和刀口就会在重力作用下加速并撞击试验件。确保试验过程中刀口只撞击试验件一次。

摆臂以一定的摆角 θ 撞击试验件时,所产生的能量为

$$W_1 = (1 - \cos \theta)(m_1 gl_1 + m_2 gl_2) \quad (1)$$

式中 $m_1 g$ 为摆臂的重力, l_1 为摆臂的重心到支点的距离, $m_2 g$ 为夹头和刀口的总重力, l_2 为夹头和刀口的重心到支点的距离, θ 为摆角。

当钢珠以一定的速度冲击试验件时,产生的能量为

$$W_2 = \frac{1}{2} \left[\frac{4}{3} \pi \left(\frac{d}{2} \right)^3 \cdot \rho \right] \cdot v^2 \quad (2)$$

式中 ρ 为钢珠的密度, d 为钢珠的直径, v 为钢珠冲击的速度。

当以摆锤冲击叶片试样以模拟小质量颗粒的高速冲击时,应使冲击能量相等,即 $W_1 = W_2$,故有

$$(1 - \cos \theta)(m_1 gl_1 + m_2 gl_2) = \frac{1}{2} \left[\frac{4}{3} \pi \left(\frac{d}{2} \right)^3 \cdot \rho \right] \cdot v^2 \quad (3)$$

1.2 空气炮发射弹丸法

直径为 3mm 的钢珠冲击试验件是在空气炮中完成的,空气炮系统的结构如图 2 所示,主要包括储气罐、气瓶、测速通道、保护罩和测速仪等部分。储气罐上有压力表和电磁阀,打开右面的阀门,调节储气罐阀门便可以对气瓶进行充气加压,压力的大小由压力表控制。当压力达到所需要的值时,关闭阀门。打开左边的手动阀门,通过电磁阀可以安全地实现将空气压力能瞬间转变为空气射流动力能。测速仪与安装在测速通道上的激光管和光敏电阻相连接,可以准确地测量出弹丸通过前后激光管时的速度,以此作为冲击试验件的速度。



图 2 空气炮系统

Fig. 2 Air-gas gun system

1.3 两种损伤模拟方法的比较

1.3.1 试验件

由于 TC4 和 TC11 钛合金广泛用于航空发

动机压气机叶片和轮盘等构件,试件材料采用国产钛合金 TC4 和 TC11 板。TC4 试验件形状如图 3 所示。TC11 试验件形状与 TC4 试验件相同,仅中间尺寸由 2.5mm 变为 3.0mm,其余相同。

1.3.2 两种损伤模拟方法参数确定

在设计的摆锤试验系统中, $m_1 g = 35.9 \text{ N}$, $l_1 = 0.485 \text{ m}$, $m_2 g = 7.3 \text{ N}$, $l_2 = 0.91 \text{ m}$ 。当 $d = 3 \text{ mm}$ 的钢珠以 250 m/s 的速度冲击试验件时,可以计算出与之相对应的摆角 θ

$$(1 - \cos \theta)(35.9 \times 0.485 + 7.3 \times 0.91) = \frac{1}{2} \left[\frac{4}{3} \pi \left(\frac{0.003}{2} \right)^3 \times 7800 \right] \times 250^2$$

解得 $\theta = 31^\circ$ 。

1.3.3 摆锤冲击损伤缺口

采用摆锤冲击试验系统,试验共进行了 3 组 (test1, test2, test3),冲击损伤缺口的形貌基本相似, test1 的形貌如图 4 所示。

由图 4 可见,冲击损伤缺口表面粗糙(可能与冲击垂头的表面粗糙度相关),缺口边缘有明显的因挤压形成的凸起(各“侧面”图可见), test1 和 test2 损伤缺口侧面有明显的裂纹产生(test3 侧面未见裂纹)。三次试验的冲击损伤缺口在尺寸上表现出一定的差异(如表 1 所示,其中 $Y = Y_1 + Y_2$, $Z = Z_1 + Z_2$)。其中,缺口宽度 X 间的差异相对较小,最大约 25%(以 test1 的缺口尺寸作为比较标准,下同);厚度增量 Y 间的差异偏大,最大约 50%;关于缺口深度 Z , test1 和 test2 的测量结果基本相同, test3 鉴于侧面对缺口深度的表现不明显,未能给出测量结果。

1.3.4 空气炮弹丸冲击损伤缺口

采用空气炮发射弹丸试验系统,对两种钛合金材料共 6 根试样进行了三组冲击试验。其中, TC4 材料 4 根(test4 和 test5 冲击速度为 231 m/s ; test6 和 test7 冲击速度为 240 m/s), TC11 材料 2 根(test8 和 test9 冲击速度为 233 m/s),冲击损伤

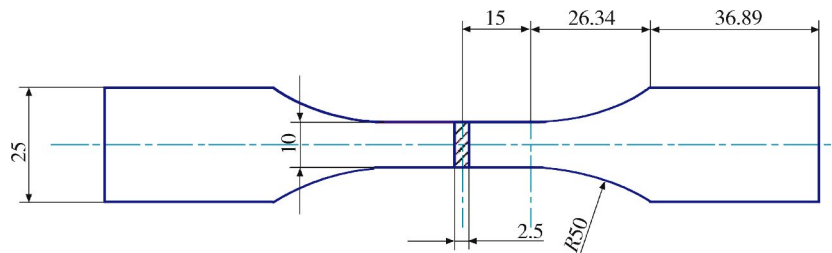


图 3 TC4 试验件尺寸(单位:mm)

Fig. 3 Specimen dimensions of TC4 (unit:mm)

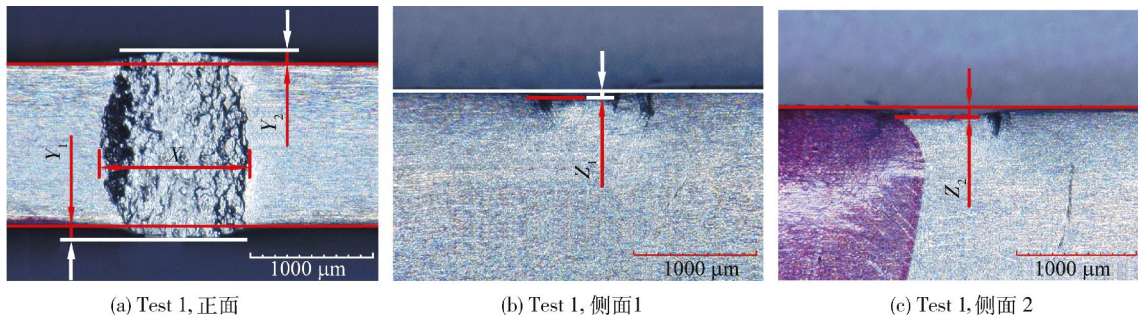


图 4 摆锤冲击试验法 TC4 的冲击损伤缺口形貌及尺寸测量

Fig. 4 TC4 notch features of pendulum impact test method and dimension measure

缺口的形貌基本相似,两种材料 test6 和 test9 的形貌分别如图 5 所示。

由图 5 可见,相比摆锤冲击试验的冲击损伤缺口,空气炮发射弹丸冲击损伤缺口的表面相对光滑,冲击损伤缺口边缘有明显的因材料挤压变形而形成的凸起,且相比 TC11 材料和 TC4 材料冲击损伤缺口边缘的凸起更为明显。对 TC4 材料,缺口厚度增量 Y 对损伤缺口的形貌影响明显, Y 较大的损伤缺口,产生有明显的小缺口和裂痕(test4, test5, test6)。空气炮发射弹丸冲击损伤缺口表现出了一定的剪切力作用效果,其中 Y 较

小的 TC4 材料冲击损伤缺口和 TC11 材料冲击损伤缺口表现明显,剪切面相对粗糙。部分 TC4 材料冲击损伤缺口(test 4, test 6)有材料熔化迹象,表现出一定的绝热效应。

表 1 摆锤冲击试验法 TC4 材料的冲击损伤缺口尺寸
Table 1 TC4 notch dimension of pendulum impact test method

	缺口宽度 X/mm	厚度增量 Y/mm	缺口深度 Z/mm
Test1	1.24	0.1	0.08
Test2	1.55	0.15	0.1
Test3	1.31	0.06	

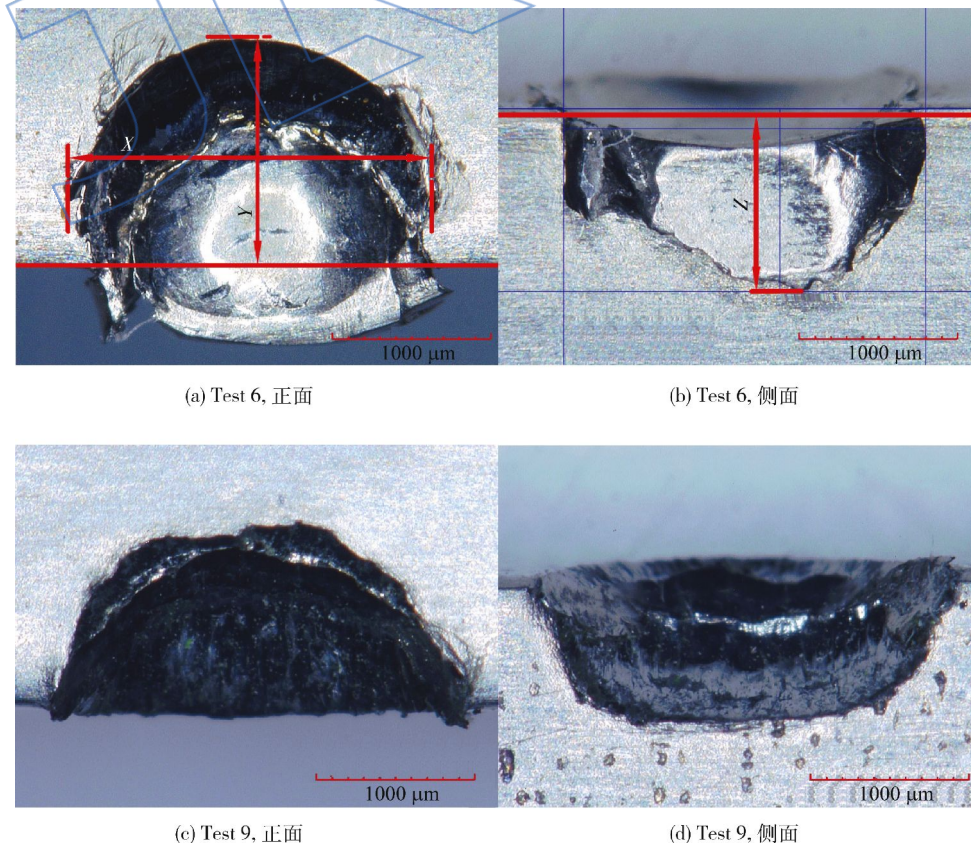


图 5 空气炮发射弹丸冲击试验冲击损伤缺口形貌及尺寸测量

Fig. 5 Notch features of air-gas gun projectile method and dimension measure

由于空气炮发射弹丸试验系统本身存在一定程度的不稳定性,因而每次试验中弹丸(直径为 3 mm 钢珠)冲击试样棱边的位置及速度有一定差异.表 2 给出了空气炮冲击损伤缺口的尺寸参数,图 5 示意了损伤缺口尺寸参数的测量方法.从表 2 中的数据可以看出,冲击损伤缺口尺寸参数的分散性较大,这为后续研究冲击损伤缺口对材料疲劳性能的影响创造了条件.

表 2 空气炮发射弹丸法试验冲击损伤缺口尺寸

Table 2 Notch dimension of air-gas gun projectile method

试验编号	X/mm	Y/mm	Z/mm
Test4	2.01	1.00	1.16
Test5	2.04	0.76	0.81
Test6	2.24	1.46	1.17
Test7	1.55	0.45	0.58
Test8	2.01	0.60	0.62
Test9	2.76	1.13	0.89

1.3.5 两种损伤模拟方法的比较

对比两种损伤模拟方法(摆锤冲击试验法和空气炮发射弹丸法)产生的冲击损伤缺口,不难看出两者之间存在较大的差异.

摆锤冲击试验法产生的冲击损伤缺口相对规整,其缺口深度 Z 相比空气炮发射弹丸法引入的冲击损伤缺口明显偏小.相比摆锤冲击试验法,空气炮发射弹丸法引入的冲击损伤缺口具有更为复杂的冲击损伤缺口特征,如剪切力作用特征、明显的小缺口和裂痕、绝热效应等,其损伤缺口的尺寸对冲击损伤缺口的特征有明显影响.值得注意的是,摆锤冲击试验法产生的冲击损伤缺口表面粗糙而空气炮发射弹丸法引入的冲击损伤缺口表面相对光滑,摆锤冲击试验法冲击损伤缺口的侧表面观察到明显裂纹而空气炮发射弹丸法冲击损伤缺口的侧表面未见裂纹.分析这两大差异的原因,前者是因为冲击垂头的表面比钢珠表面粗糙所致,后者则可能是因为空气炮发射弹丸法引入的冲击损伤缺口特征过于复杂且缺口侧面(或周边)的裂纹偏小,在当前的电镜放大倍数下裂纹特征不明显,未能观测到.

从本质上讲,摆锤冲击试验法模拟外物损伤是一种基于能量等效的、用低速冲击模拟高速冲击的方法,其同实际的外场外物损伤过程(小粒子高速冲击叶片)相比,有着本质的差异.空气炮发

射弹丸法模拟外物损伤,是将一定尺寸(毫米级)的假定粒子以某一速度发射到目标试件上而引入冲击损伤缺口,从而实现对外场外物损伤的模拟,从原理上讲,空气炮发射弹丸法模拟外物损伤与外场的外物损伤实际过程更为接近,其模拟损伤缺口也应当更为接近真实的外物冲击损伤缺口,图 6 中某真实叶片损伤缺口形貌也证明了这一点,在本次特定试验设计条件下,两种模拟方法损伤缺口的明显差异说明了摆锤冲击试验法对外物损伤的模拟相对粗糙,而空气炮发射弹丸法是一种更为有效(相比摆锤冲击试验法)的外物损伤模拟方法,其模拟的冲击损伤缺口能够更为接近外场的真实冲击损伤缺口.



图 6 发动机真实叶片损伤缺口形貌

Fig. 6 Notch geometry of injury of engine real blade

2 疲劳试验与分析

2.1 试验设备及载荷条件

在 MTS809 疲劳试验机上,对无损伤试样、损伤试样(摆锤冲击试验法和空气炮发射弹丸法引入损伤)进行高低周复合疲劳试验.高低周复合疲劳载荷由低周疲劳载荷与叠加在低周疲劳载荷峰值的高周正弦载荷构成,一个低周载荷循环叠加的高周疲劳载荷个数 m 即为高低周复合循环比(本文中的 $m=1000$),疲劳试验载荷谱如图 7 所示.

对于高低周复合疲劳,复合应力比 $R_{\min,or}$ 采用下面的公式表示:

$$R_{\min,or} = \frac{\Delta\sigma_{total} - \Delta\sigma_{\min,or}}{\Delta\sigma_{total}} = \frac{\Delta\sigma_{major} - \frac{1}{2}\Delta\sigma_{\min,or}}{\Delta\sigma_{major} + \frac{1}{2}\Delta\sigma_{\min,or}} \quad (4)$$

式中 $\Delta\sigma_{total}$ 为复合疲劳载荷的总应力范围, $\Delta\sigma_{\min,or}$ 为叠加的高周疲劳载荷的应力范围, $\Delta\sigma_{major}$ 为低周疲劳载荷的应力范围.

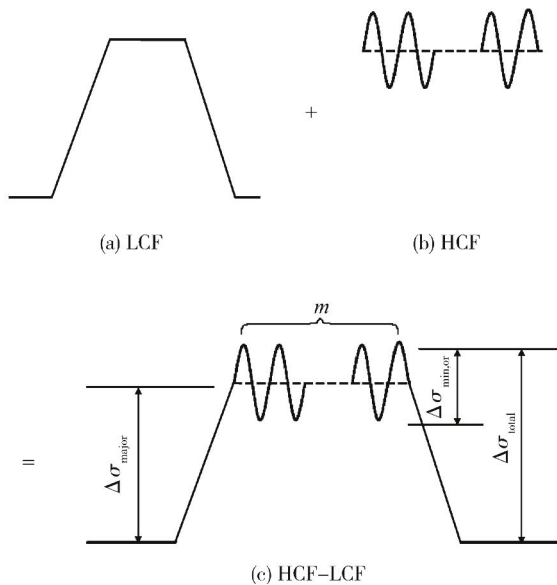


图 7 高低周复合疲劳试验载荷谱

Fig. 7 Experimental loading spectra of HCF-LCF

根据研究^[15],在应力强度因子幅值相同条件下,高低周复合疲劳的总应力强度因子较大,并随复合应力比 $R_{\min,or}$ 的增大而增加,这样会引起裂纹尖端张开程度较大,裂纹扩展过程中的韧窝、解理特征较明显. 试验载荷中,高周疲劳载荷的应力比 $R_h=0.55$,载荷峰值为 750 MPa;低周疲劳载荷的应力比 $R_l=0$,载荷峰值为高周疲劳载荷的均值 581 MPa. 复合疲劳载荷的应力比 $R_{\min,or}=0.55$. 高周疲劳载荷的加载频率为 12 Hz,复合疲劳载荷块间的加载间隔为 1 s.

2.2 疲劳试验结果及分析

对 TC4 和 TC11 的无损试样(由于试验件数量限制,选取了一件)和损伤试样(对 TC4 采用了摆锤冲击试验法和空气炮发射弹丸法模拟外物损伤,对 TC11 采用了空气炮发射弹丸法模拟外物损伤)进行了高低周复合疲劳试验. 试验记录了在给定载荷条件下试样的疲劳寿命,如表 3 所示. 从试验结果可以看出,外物损伤导致了两种钛合金材料高低周复合疲劳性能的严重下降. 对比 TC4 材料两类外物损伤模拟方法的疲劳寿命(摆锤冲击试验法引入损伤和空气炮发射弹丸法引入损伤),在撞击能量相当条件下,摆锤冲击试验法引入的外物损伤使 TC4 材料的高低周复合疲劳性能下降了近 1 倍,而空气炮发射弹丸法引入的外物损伤使 TC4 材料的高低周复合疲劳寿命下降了 1 个数量级(从 10^5 量级下降到 10^4 量级). 对比 TC11 材料无损试样和损伤试样(空气炮发射弹丸法模拟外物损伤)的疲劳寿命,材料的高低

周复合疲劳寿命亦下降了 1 个数量级(从 10^5 量级下降到 10^4 量级). 综合上述分析可以得出,采用空气炮发射弹丸法模拟的外物损伤将使得钛合金(TC4 和 TC11)的高低周复合疲劳寿命下降 1 个数量级. 同时由于空气炮发射弹丸法能够模拟外场的真实外物冲击损伤缺口,故对受初始损伤叶片疲劳寿命进行评估时应考虑降低 1 个数量级.

表 3 TC4 和 TC11 试样的高低周复合疲劳试验结果

Table 3 HCF-LCF tests result of TC4 and TC11

材料	试样	疲劳寿命/循环
TC4 材料	无损试样	219 000
	摆锤冲击	
	试验法	Test 1
	损伤试样	Test 4
	空气炮发射	Test 5
	弹丸法	Test 6
	损伤试样	Test 7
TC11 材料	无损试样	395 000
	空气炮发射	Test 8
	弹丸法	Test 9
	损伤试样	Test 9

3 结 论

1) 摆锤冲击试验法模拟的外物冲击损伤缺口同空气炮发射弹丸法模拟的外物损伤缺口相比,存在很大的差异. 空气炮发射弹丸法模拟外物损伤,由于其原理上更接近于叶片外物损伤的真实情况,因而能够更为真实地模拟出外场叶片的外物损伤缺口及其特征. 摆锤冲击试验法从本质上讲是一种基于能量相当原则的以低速冲击近似模拟高速冲击的方法,在本次特定试验设计条件下,根据本文对其冲击损伤缺口形貌和冲击损伤缺口对材料疲劳性能的影响的研究表明,摆锤冲击试验法模拟的外物损伤不能较好地反映外物损伤特征(对比空气炮发射弹丸法).

2) 对比分析无损试样、损伤试样(摆锤冲击试验法引入的损伤和空气炮发射弹丸法引入的损伤)的高低周复合疲劳寿命,可见外物损伤将导致材料的高低周复合疲劳寿命下降,其中摆锤冲击试验法引入的损伤使 TC4 材料的高低周复合疲劳寿命下降了一半,空气炮发射弹丸法引入的

损伤使 TC4 材料, TC11 材料的高低周复合疲劳寿命下降了 1 个数量级(从 10^5 下降到 10^4)。由于空气炮发射弹丸法能够模拟外场的真实外物冲击损伤缺口,故对受初始损伤叶片寿命进行评估时应考虑降低 1 个数量级。

参考文献:

- [1] 刘红彬,陈伟,杜文军. TC11 材料高低周复合疲劳试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(2): 23-26.
LIU Hongbin, CHEN Wei, DU Wenjun. Experimental investigation on low and high cycle combined fatigue performance of TC11 titanium alloy[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(2): 23-26. (in Chinese)
- [2] Makhutov N, Romanov A, Gadenin M. High-temperature low-cycle fatigue resistance under superimposed stresses at two frequencies[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 1979, 1(3): 281-285.
- [3] Zaitsev G Z, Faradzhov R M. The fatigue limit of steels under loads of differing frequencies[J]. Metal Science and Heat Treatment, 1970, 12(2): 128-130.
- [4] Ouyang J, Wang Z, Song D, et al. Influence of high frequency vibrations on the low cycle fatigue behavior of a superalloy at elevated temperature, low cycle fatigue[R]. American Society for Testing and Materials, ASTM STP 942, 1988.
- [5] 许风旌, 聂景旭, 赵长占. 平板构件的高低周复合疲劳研究[J]. 航空动力学报, 1992, 7(2): 121-124.
XU Fengjing, NIE Jingxu, ZHAO Changzhan. A compound fatigue investigation of plate specimen under low-cycle load superposed on high cycle load[J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(2): 121-124. (in Chinese)
- [6] 侯静泳, 蔡肇云, 屠一鹤. TC-11 钛合金高低周复合疲劳及损伤累积研究[J]. 航空动力学报, 1992, 7(2): 135-138.
HOU Jingyong, CAI Zhaoyun, TU Yihe. Research on high-low cycle complex fatigue and accumulative damage for Ti-alloy TC11[J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(2): 135-138. (in Chinese)
- [7] Nowell D, Duo P, Stewart I F. Prediction of fatigue performance in gas turbine blades after foreign object damage[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(9/10/11): 963-969.
- [8] 孙振德, 鲁启新. 外物撞击损伤叶片的模拟试验方法[J]. 航空动力学报, 1989, 4(1): 30-32.
SUN Zhende, LU Qixin. Investigation on simulation of foreign object impact damage to compressor blade[J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(1): 30-32. (in Chinese)
- [9] 康继东, 陈士焯, 徐志怀. 压气机叶片外物损伤模拟的撞击能量当量法[J]. 南京航空航天大学学报, 1998, 30(6): 611-615.
KANG Jidong, CHEN Shixuan, XU Zhihui. Impact energy equivalent method for simulation of foreign object damage to compressor blades[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 30(6): 611-615. (in Chinese)
- [10] Mall S, Hamrick J L, Nicholas T. High cycle fatigue behavior of Ti-6Al-4V with simulated foreign object damage[J]. Mechanics of Materials, 2001, 33(11): 679-692.
- [11] Gallagher J, Nicholas T, Gunderson A, et al. Advanced high cycle fatigue life assurance methodologies[R]. AFRL-MI-WP-TR-2005-4102, 2005.
- [12] Ding J, Hall R F, Byrne J, et al. Fatigue crack growth from foreign object damage under combined low and high cycle loading: Part I experimental studies[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(7): 1339-1349.
- [13] Oakley S Y, Nowell D. Prediction of the combined high- and low-cycle fatigue performance of gas turbine blades after foreign object damage[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(1): 69-80.
- [14] 郑光华, 赵长占. 压气机叶片高低周复合疲劳的裂纹扩展研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(1): 33-37.
ZHENG Guanghua, ZHAO Changzhan. Research on crack propagation of compressor blade on low cycle fatigue combined with high cycle fatigue[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(1): 33-37. (in Chinese)
- [15] 刘红彬, 陈伟. TC11 材料高低周疲劳裂纹萌生与扩展特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(2): 49-53.
LIU Hongbin, CHEN Wei. Study on initiation and propagation characteristics of high and low cycle combined fatigue crack in TC11[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 25(2): 49-53. (in Chinese)