

超声振动载荷下合金的疲劳 裂纹扩展性能研究

北京航空航天大学 倪金刚**

【摘要】 本文应用超声共振试验技术研究了 4 种工程常用合金 (Astrolloy, 17-4PH, Ti-6Al-4V, Al-Li8090) 在超声振动载荷 ($f = 20\text{kHz}$, $R = -1$) 下的疲劳裂纹扩展性能, 并与常规疲劳载荷 ($f \leq 50\text{Hz}$, $R = 0.7$) 下材料的有关性能做了对比分析。对超声疲劳载荷下材料损伤及裂纹扩展机理的特点做了研究, 给出了这种特定载荷形式下应力强度因子的计算方法。研究结果表明, 超声疲劳载荷下各种合金的裂纹扩展性能与常规疲劳试验中确定的有效应力强度因子 ΔK_{eff} 类同。

主题词: 振动载荷 疲劳裂纹 频率 应变率

分类号: TG131 TG146

1 引言

1950 年 Mason^[1] 应用压电晶体和电磁共振技术使振动加载频率达到 20000Hz, 开辟了超声振动试验技术在材料疲劳损伤与循环寿命研究领域的新阵地。70 年代初期这一试验技术开始应用到金属合金材料的疲劳裂纹扩展性能的研究。最近 20 年, 超声疲劳试验技术在欧美各航空大国得到迅速发展, 研究领域也逐渐拓宽, 并引起各国航空航天界的普遍重视。这一试验技术之所以发展如此迅速, 并引起有关研究机构的高度重视, 是由以下几个方面原因造成的。

首先, 应用常规疲劳试验技术 ($f \leq 50\text{Hz}$) 研究材料的疲劳裂纹扩展性能 [$\Delta K - (da/dN)$] 及裂纹扩展门槛值 ΔK_{th} 不仅费时, 费力、费钱, 而且当裂纹扩展速率 da/dN 低于 10^{-8}mm/cycle 时, 试验研究变得非常困难。通常对每种材料都存在一个应力强度因子门槛值 ΔK_{th} , 低于该值时疲劳裂纹在一定循环数下将不扩展, 但这一循环数从未有过明确的定义, 其主要原因就是没有合适的试验研究手段。另外, 一些航空与航天部件, 如航空发动机涡轮盘和叶片等, 在工作状态下不仅承受低周的离心负荷、气动负荷和温度负荷的作用, 同时还会承受由于振动引起的高周弱幅值高频疲劳负荷的作用; 这种高频振动负荷, 虽然其应力幅值很小, 但是频率很高, 可达几千 Hz, 在结构损伤断裂中占有很重要的地位。

应用超声疲劳试验技术, 加载 20000Hz, 裂纹扩展速率很容易达到 $10^{-9} \sim 10^{-8} \text{mm/cycle}$, 具有省时、省力、省钱和试验无噪音等突出优点, 并能较好地模拟航空发动机有关部件实际工作状态下的机械损伤, 在发动机构件的定寿、延寿和可靠性分析中具有重要的研究意义。

2 试件设计及应力强度因子的确定

用于研究材料超声疲劳裂纹扩展性能的试件 (图 1) 设计成两端方板, 中间为指数剖面, 单

侧边开有缺口, 便于裂纹起裂及扩展定位跟踪, L_2 、 $2R_1$ 、 $2R_2$ 及 W 对所有材料取为定值以便于试件加工。 $2R_1=3\text{mm}$, $2R_2=8\text{mm}$, $L_2=12.2\text{mm}$, $W=14\text{mm}$ 。试件特征长度 L_1 根据第一阶纵向固有振动的解析解计算得到^[2,3], 表 1 中给出 4 种合金材料动态弹性模量的 E_d 、泊桑比 γ 、密度 ρ 及 L_1 的计算结果。

表 1 材料机械性能及试件超声共振特征长度

	$E_d(\text{GPa})$	γ	$\rho(\text{kg/dm}^3)$	$L_1(\text{mm})$
Astroloy	214	0.30	8.00	44.61
17-4PH	203	0.30	7.80	43.75
Ti-6Al-4V	108	0.30	4.42	41.81
Al-Li8090	86	0.33	2.52	39.71

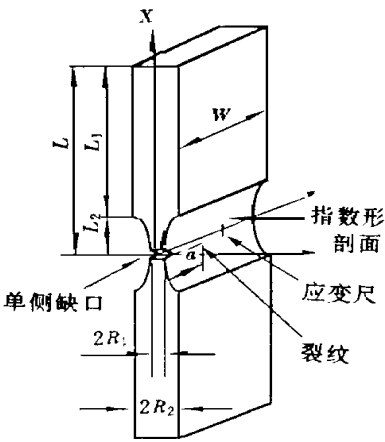


图 1 超声疲劳裂纹扩展试件

试件在超声振动载荷下做纵向固有振动, 试件上的位移及变形分布与常规拉-压载荷下所得到的不同。试验中可测量的参数有: (a) 试件端部位移振幅 U_0 , 由非接触式传感器测定; (b) 试件中间截面上的最大应变 ϵ_m , 由粘贴在试件表面上的微型动态应变计 ($0.81\text{mm} \times 0.79\text{mm}$) 测定; (c) 疲劳裂纹扩展历程 $a=f(t, \epsilon_m)$, 由摄像—录相—监视系统监测记录。

由于试件及载荷分布不规则, 没有现成的公式用以应力强度因子 ΔK 的确定与计算。本文根据超声共振载荷的特点, 结合试验结果, 对已有的 ΔK 的解析计算公式进行修正, 得到了计算超声共振载荷下应力强度因子 ΔK 的公式^[2,3]。

$$\Delta K = E_d \cdot \epsilon_m \cdot \sqrt{\pi a} \cdot Z(a/W)$$

(1)

式中 ϵ_m 为试件中间截面远离裂纹塑性区应变循环半幅值(交变应变), $Z(a/W)$ 为试件有限尺寸特征修正函数, 由以下多项式确定

$$Z(a/W) = 1.12 - 1.351(a/W) + 10.781(a/W)^2 - 32.27(a/W)^3 + 52.11(a/W)^4 - 30.39(a/W)^5$$

(2)

3 试验结果及讨论

对 4 种合金材料—镍基合金 Astroloy(类似于 Udimet 700)、铁基镍铬铜合金 17-4PH、钛合金 Ti-6Al-4V、铝锂合金 Al-Li8090 进行了超声振动载荷以及常规频率下的疲劳裂纹扩展性能试验研究, 结果汇于图 2。结果表明, 超声振动载荷($f=20\text{kHz}$, $R=-1$)下 4 种合金材料表现出的性能与常规试验($f=2\sim 50\text{Hz}$, $R=0.7$)时的基本一致。对超声疲劳载荷下裂纹扩展机理做以下分析: (1) 超声疲劳载荷的频率很高, 高频振动削弱了裂纹尖端的塑性区和残余应力对裂纹扩展的影响。另外超声振动中的变形速度 $d\epsilon/dt$ 很大, 致使裂纹尖端附近的损伤也很大。疲劳裂纹能在很小的高频振动载荷下扩展, 使材料的门槛值 ΔK_{th} 下降。(2) 当疲劳裂纹起裂并扩展时, 超声波在试件上材料连续体中传播, 而在裂纹面上反射, 导致裂纹闭合效应减小, 裂纹尖端的塑性区也较小。(3) 超声疲劳试验中振动频率高、变形速度大, 产生了材料热效应的增大。Bui 等^[4]经过研究证实, 在动态热弹性变形中, 裂纹尖端的位移、应变, 应力场奇异性与静弹性时类似, 即同为 $r^{1/2}$ 奇异; 而温度场分布呈 $\log(r)$ 奇异; 这样由传导产生热交换, 裂纹扩展能以热的形式向连续介质中扩散, 扩展中的裂纹尖端就象一个随动的热点源, 或称奇异动焦点。(4) 高

频振动能转化为材料的内摩擦,以热能形式储存在试件内部。这部分热能(占总能量的 80% 以上^[5]) 在试件内部导热使试件温度升高。这样当试件上出现疲劳裂纹时,将吸收振动能,并在裂纹尖端引起热源集中,形成上述热焦点奇异性,促使疲劳裂纹扩展并同时释放出能量。这里强调的是,超声振动引起的热效应与材料的导热性能有关。试验中发现,所研究的 4 种材料中,以钛合金 Ti-6Al-4V 超声热损伤最为严重^[2,4,6,7]。

为此我们做出如下假设^[2,7],认为在超声疲劳载荷作用下,裂纹的闭合效应很小,如此确定的应力强度因子 ΔK 相当于应力强度因子的有效值 ΔK_{eff} 。

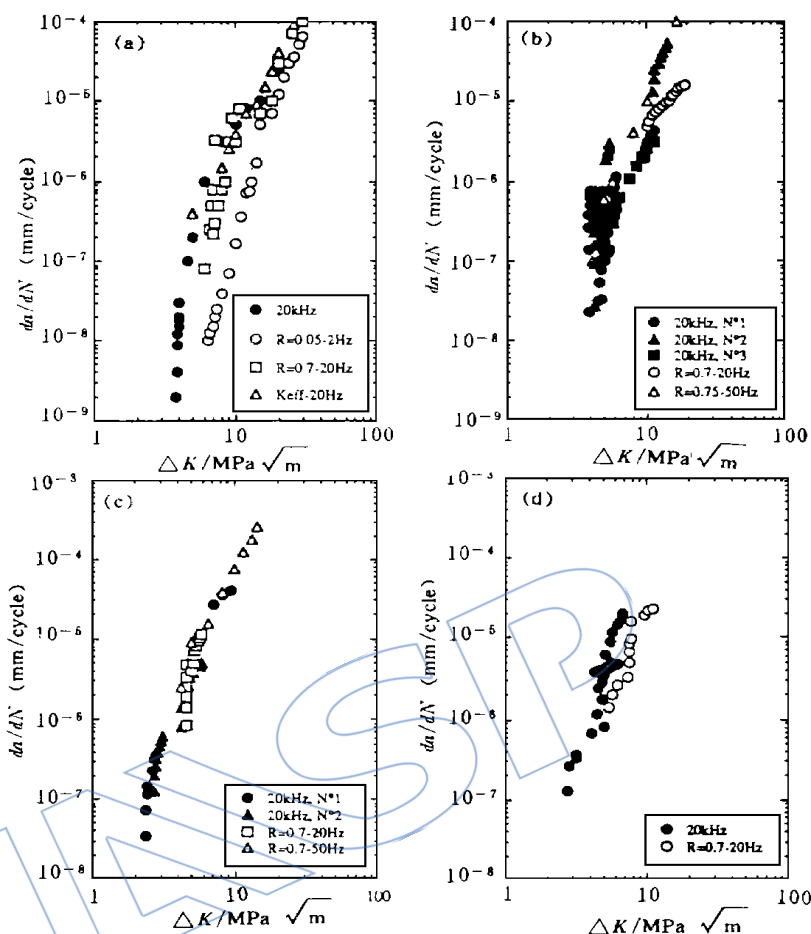


图 2 疲劳裂纹扩展性能试验结果
(a—Astroloy, b—17-4PH, c—TA6V, d—Al-Li8090)

致谢 本研究课题由法国国防科研部(DRET)和法国国营飞机发动机研究制造公司(SNECMA)资助,与 C. Bathias 教授和 J. Bechet 博士进行过大量有益的技术交流,在此致谢。

参 考 文 献

- 1 Mason W P. Piezoelectric crystals and their applications. P. 161; Van Nostrand, New York USA, 1950
- 2 Ni Jingang, Ph. D Thesis. Study on the mechanical behaviors and damage mechanisms of alloys under ultrasonic fatigue loading, CNAM Paris France, 1991
- 3 倪金刚. 金属合金在超声疲劳载荷下的损伤断裂机理研究. 第 7 届全国断裂学术会议, 武汉, 1993
- 4 Bui H D, et al. Propagation des fissures en thermoélasticité dynamique. C. R. Acad. Sc. Paris, t. 289, série B, 1979, P. 211-214
- 5 Wielke B, Stanzl S. The distribution of plastic during 21kHz fatigue of copper samples. Ultrasonics, Sept. 1976, P. 227-231
- 6 Bathias C, Ni J G, Wu T Y, Lai D. Fatigue threshold of alloys at high frequency. 6th int. Conf. on Mech. and Mat., PP463-468, Kyoto, Japan, 1991
- 7 倪金刚. 超声振动技术在断裂力学领域的应用. 第 6 届全国振动学术会议, 屯溪, 1993

(责任编辑 王震华)

AN ANALYTICAL REDUNDANCY TECHNOLOGY BASED ON A COMPONENT TRACKING FILTER

Lan Chunxian and Sun Jianguo

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

ABSTRACT

This paper deals with an analytical redundancy technology based on a component tracking filter (CTF), which is integrated with failure detection, isolation and accommodation logic so as to improve the reliability of the engine digital control system. Its simulation tests in complete flight envelope show that the developed analytical redundancy technique enables the engine model on board to track the component performance variations correctly in the case of no sensor failure, and to detect, isolate and accommodate failures of sensors effectively without corruption when a failure occurs.

Key words Aircraft engines Digital control Redundancy technique Failure detection

CATALYSIS OF TMO MIXTURES ON COMBUSTION PROPERTIES IN AP PROPELLANTS

Zhang Wei, Zhu Hui, Zhang Ren, Zhang Guodong

(5th Dept., National University of Defense Technology, Changsha 410078)

ABSTRACT

The catalysis of four TMOs (CuO , Fe_2O_3 , Co_2O_3 and Cr_2O_3) and their six TMO mixtures (mass ratio: 1:1) on the combustion properties of AP/HTPB and AP/Al/HTPB composite solid propellants was investigated systematically. The results show that the action of the TMO mixtures on burning rate of the propellants can be divided into three kinds: positive, non- and negative coordination effects. The TMO mixtures with positive coordination effect can extraordinarily increase the burning rates of the propellants. The action of the TMO mixtures on the burning rate of the propellant is also dependent on the kind of the propellant.

Key words Catalysts Propellants Combustion coordination effect

TECHNICAL NOTES

FCG BEHAVIOR OF ALLOYS UNDER ULTRASONIC FATIGUE LOADING

Ni Jingang

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

ABSTRACT

Fatigue crack growth (FCG) and threshold behavior of four widely used engineering alloys have been investigated at high frequency Z ($f = 20\text{kHz}$) by means of an ultrasonic fatigue device. Specimen design has been given. Crack propagating rate da/dN was obtained between 10^{-9} and 10^{-5}mm/cycle in function of stress intensity factor ΔK , which was determined by a modified analytic-experimental method. For comparison, conventional FCG data ($f = 2$ to 50Hz) were carried out with a high stress ratio ($R = 0.7$) applied. High frequency effect on the fracture behavior of different materials was discussed and the failure mechanism was obtained in the two different regimes.

Key words Vibratory loads Fatigue crack Frequency Strain rate