

超声振动载荷下合金的疲劳寿命性能研究

倪金刚

(北京航空航天大学 405 教研室, 北京, 100083)

C. Bathias

(法国国家科技研究院冶金试验室, 巴黎, 75141)

STUDY ON THE FATIGUE LIFE BEHAVIORS OF ALLOYS UNDER ULTRASONIC FATIGUE LOADING

Ni Jingang

(Faculty 405, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

C. Bathias

(CNAM, Labo. de Metallurgie, 292 Rue St.Martin, 75141 Paris, France)

摘要 应用超声共振试验技术研究了三种工程常用合金(Udimet500, 17-4PH 和 Ti-6Al-4V)在超声振动载荷($f=20\text{kHz}$, $R=-1$)下的疲劳寿命性能, 并与常规疲劳载荷($f=20-50\text{Hz}$, $R=-1$)下材料的有关性能做了对比分析。研究表明, 材料的超声疲劳寿命性能与其动态振动特性、机械响应以及载荷体制有关。

关键词 超声, 疲劳, 损伤, 应变率, 频率效应

中图分类号 V231.95, O346.4

Abstract The fatigue life behavior of three widely used engineering alloys (Udimet 500, 17-4 PH and Ti-6Al-4V)under ultrasonic fatigue loading are studied($f=20\text{kHz}$, $R=-1$). It is shown from experimental and analytical results that fatigue life characteristics of materials at ultrasonic fatigue frequency depend mainly upon the dynamic vibration features and the mechanical responses of materials and the different exciting regimes.

Key words ultrasonic fatigue, damage, strain rate, frequency effect

航空发动机涡轮盘和叶片在工作状态下, 承受着低周高强度的弹塑性疲劳循环和叠加有弱幅值、高频率的高周弹性振动循环载荷及高温和腐蚀环境的综合作用。这种高频载荷的振动频率可达数千赫芝, 循环数达 $10^8 \sim 10^9$ 次, 尤其是叠加在低周疲劳载荷上, 对材料造成的复合损伤将大大地加速发动机涡轮盘和叶片的损坏和失效, 严重地威胁到发动机整机的工作安全性和可靠性。

国外在研究发动机构件的疲劳强度中, 特别重视高频振动负荷的影响, 也很重视发展对复合疲劳寿命的理论与实验性研究。

目前我国仍然应用常规疲劳试验技术研究模拟发动机构件的机械损伤和断裂机理, 高周疲劳载荷频率在 100Hz 左右。一方面离发动机涡轮盘、叶片实际承受的高频振动载荷

1993年6月20日收到, 1993年12月25日收到修改稿

法国国防科研部(DRET)资助课题

频率相差太远，不能很好地模拟研究发动机件实际工作状态下的机械损伤和断裂机理；另一方面完成一个 10^9 次循环的疲劳寿命试验持续的试验操作时间太长，试验频率为 100Hz，需连续运行 115d，而建立一条材料的应力-寿命(S-N)曲线不仅费时、费力、费钱，甚至是不可能的。

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 2 万 Hz，开辟了超声振动技术在材料疲劳损伤与循环寿命研究领域的新阵地。最近 20 年这一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。应用这一试验技术完成一个 10^9 次循环的疲劳寿命试验仅需 14h。此外，超声高频振动技术在模拟发动机件在工作状态下的机械损伤模式、在构件的定寿和可靠性分析中都占有重要的地位。

1 试件设计与试验原理

用于研究材料超声疲劳寿命的试件设计如图 1 所示。试件两端为柱体、中间为悬链状，尺寸 R_0 、 R_1 、 R_2 及 L_2 对所有研究材料都为定值以便于加工，本文取 $R_0=31$ mm, $R_1=1.5$ mm, $R_2=5$ mm, $L_2=14.31$ mm。试件特征长度 L_1 根据其第一阶纵向固有振动的解析解计算得到^[2~4]。对所研究的三种合金材料 Udimet500, 17-4PH 和 Ti-6Al-4V, 该特征长度 L_1 依次为 16.60mm、16.14mm 和 15.03mm。

该超声疲劳试验机依据 MASON 原型机的设计原理，由法国国防科研部(DRET)资助，于 1960 年建成，并在最近十几年的试验研究中得以完善。图 2 给出了该超声疲劳试验机的工作原理及测试仪器大致布局。它主要由以下四大部分组成：(a)功率放大器及能源转化器，将 50 Hz 的电压信号转化为 2 万 Hz 的高频电能，然后输入到(b)压电晶体或电磁伸缩振子，将 2 万 Hz 的电压信号转化为 2 万 Hz 的机械振动；该振动信号经(c)一级能量集中放大传到(d)试件上。整个振动系统经过计算与调试，使试件本身呈第一阶纵向固有振动，中间截面为位移节点，

应力峰值($x=0, u=0, \sigma=\sigma_m$)；端部截面应力为零，位移最大($x=L, u=u_0, \sigma=0$)；应用

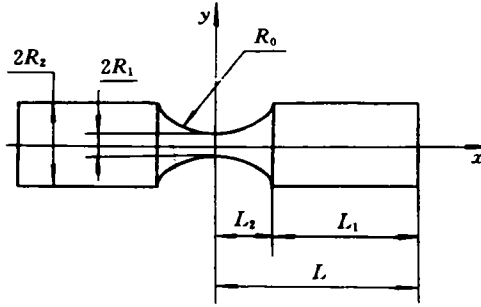


图 1 试件设计图

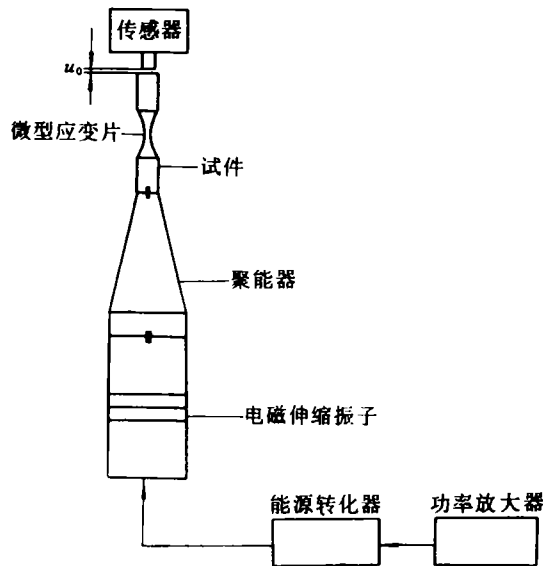


图 2 试验原理图

位移传感器测量试件端部位移循环幅值, 进而计算中间截面上的最大应力^[2,3]。

此外, 在试件中间截面上粘贴微型动态应变计 (0.79mm × 0.81mm) 直接测量应变循环幅值, 可以验证解析计算结果。

应用压缩空气冷却系统消除由于超声振动引起的试件温度升高, 并由附贴在试件表面上的细丝热电偶 ($d=0.1\text{mm}$) 测量记录温度变化过程。试件中间截面上的温度一般控制在 35℃ 左右。

结果表明, 试件中间截面上的最大应变与端部截面的位移幅值之间在一定变形范围内基本符合解析解线性关系; 对钛合金 Ti-6Al-4V; $\varepsilon_m < 3.0 \times 10^{-3}$, 相对误差约为 5%。

2 试验结果及损伤机理研究

对广泛应用于飞机火箭及发动机部件制造的三种不同合金——镍基合金 Udimet500、铁基镍铬铜合金 17-4PH、钛合金 Ti-6Al-4V 进行了常温下的超声振动疲劳 ($f=20\text{kHz}$, $R=-1$) 及常规频率下 ($f=20\sim 50\text{Hz}$, $R=-1$) 的应力-寿命 ($S-N$) 疲劳试验, 结果汇于图 3。对 Udimet500, 超声频率与常规频率下疲劳试验结果在 10^5 至 10^7 次循环之间融汇在一起, 而超声振动载荷下确定的 $S-N$ 曲线持续下降至 10^9 次循环; 对于 Ti-6Al-4V, 超声疲劳性能略高于常规疲劳性能, 这表明不同的合金在超声共振激励下具有不同的动态特征和疲劳性能。文献中也报道了类似的试验结果, Kuz'menko^[6] 发现, 对多数金属合金, 如 45 号碳钢、铝合金和钛合金, 疲劳强度随加载频率的增加 (10Hz 至 2 万 Hz) 而增加; 然而对高强度镍铬合金, 超声疲劳 (2 万 Hz) 和常规疲劳 (20Hz) 载荷下得到的 $S-N$ 曲线无明显差别。他的结论是加载频率的影响随着材料的静强度的增大而减小。Sirian 等^[7] 研究了高强度镍基合金在超声频率 (23.2kHz) 和常规频率 (3.2Hz) 试验中的疲劳性能, 认为加载频率对材料疲劳性能的影响可忽略不计。本文认为, 材料的疲劳性能主

要取决于材料本身的机械特性和试件的承载模式。在超声疲劳载荷下, 试件在共振频率下做纵向固有振动, 中间截面承受等应变高频循环载荷。

多数金属合金都表现出疲劳循环软化或硬化的性能。假设材料在超声疲劳载荷下的循环硬化、软化性能与常规疲劳载荷下一致, 根据 Manson 等^[8] 提出的材料极限抗拉强度 σ_u 与 0.2% 条件屈服强度 σ_y 的比值经验判别法得到, 超声疲劳载荷下, Udimet500 发生循

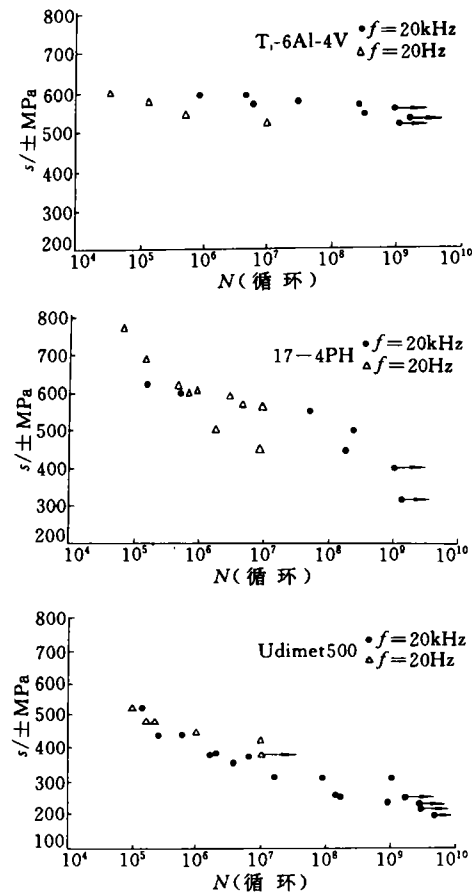


图 3 试验结果

环硬化, 等幅应变下循环应力渐强; 17-4PH 和 Ti-6Al-4V 则发生循环软化, 等幅应变下循环应力递减。试验结果还表明⁽³⁾, 超声共振振动载荷有效地消除或削弱了材料的残余应力; 低幅值下的超声振动循环会大大地增强材料的疲劳断裂强度。

对试件断口做的观察分析结果表明^(2~5), 超声疲劳载荷下裂纹通常由试件表面上某一点处或表皮底下某处材料缺陷开始起裂, 然后呈扇形向四周扩展, 疲劳条纹带完整地排列。对所研究的三种合金, 裂纹穿晶扩展, 断口表面的擦伤及颈缩效应很小。

事实上, 试件在超声频率下做纵向固有振动, 当出现裂纹时, 振动能量通过连续介质传播而在裂纹面上反射, 致使裂纹两层面的碰撞效应很小; 另外由于振动频率很高, 变形速率 $d\varepsilon/dt$ 相应很大, 这样对材料缺陷、试件表面微裂纹及内部裂纹特别敏感, 引起材料结构局部损伤破坏, 并迅速蔓延到试件各个部位。

3 结论

(1) 超声疲劳试验技术应用于研究材料的疲劳寿命性能具有省时、省力、省钱和试验无噪音等突出优点; 能够快速提供有效的材料疲劳性能数据; 并能较好地模拟航空发动机涡轮盘和叶片实际工作状态下的机械损伤。

(2) 各种合金对超声疲劳载荷的响应不一致, Ti-6Al-4V 性能最好, 17-4PH 和 Udimet500 次之。材料的超声疲劳强度取决于材料不同的高频振动响应、机械性能及其内部微结构, 还与疲劳载荷性质以及试件表面状态有关。

(3) 超声疲劳载荷下材料具有特定的损伤破坏机理, 主要特征为, 试件在超声共振系统中做纵向固有振动, 载荷频率很高, 变形速率很大。

感谢: 本研究项目与法国国营飞机发动机设计制造公司(SNECMA)及法国涡轮发动机公司(TURBOMECA)技术合作, 研究过程中得到 H. Paqueton 博士及 P. Lefrancois 工程师的帮助, 在此一并致谢。

参 考 文 献

- 1 Mason W P. Piezoelectric crystals and their applications, Newyork USA: Van Nostrand, 1950: 161
- 2 Ni Jingang. Study on the mechanical behavior and damage mechanisms of alloys under ultrasonic fatigue loading. Ph.D Thesis, CNAM Paris France, 1991
- 3 Bathias C, Ni Jingang. Study of lifetime behavior of alloys in ultrasonic fatigue testing. In: Mitchell M R, Landgraf R W. eds. Proc ASTM E-9, 2nd Symposium, Pittsburgh, USA: 1992:141-152
- 4 倪金刚. 超声振动技术在断裂力学领域的应用. 第5届全国振动学术会议, 屯溪, 1993
- 5 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
- 6 Kuz'menko A. Fatigue strength of structural materials at sonic and ultrasonic loading frequencies. Ultrasonics, Jan 1975
- 7 Sirian C R, *et al.* Method of measuring elastic strain distribution in specimens used for high frequency fatigue testing. Proc Int Conf Ultrasonics, Champion PA USA, Oct 1981
- 8 Manson S S, *et al.* Fatigue behavior of materials under strain cycling in low and intermediate life range. NASA TN D-1574, 1963