

航空零件孔内表面挤压强化

对疲劳强度的影响

宋 德 玉

一、前 言

在航空零件上,孔的内表面加工质量好坏对零件的使用性能影响很大,尤其对零件的疲劳性能影响更大。飞机和发动机的带孔零件,在使用中大多数是在孔的内表面上或在孔的两端尖角部位产生疲劳源。在交变载荷的作用下,疲劳源进而发展成疲劳裂纹,最后导致灾难性的疲劳破坏。因此,提高孔内壁的疲劳强度是航空制造者的重要任务之一。

孔内壁挤压强化是提高疲劳强度行之有效的好方法。内孔挤压强化是用与孔的形状相同的挤压棒,推过或拉过孔,使之达到一定的尺寸精度、表面光洁度和在内表面产生强烈的塑性变形层,此变形层叫做冷作硬化层或挤压强化层。在强化层内产生与基体有区别的组织结构和应力状态,从而提高孔内壁的疲劳强度。本文总结了孔内壁挤压和不挤压前后的疲劳强度试验结果,并对挤压强化机理进行了初步探讨。

二、试验材料和试验方法

试验材料选用高强度钢30CrMnSiNi2A和高强度铝合金 LC9 棒材。将棒材锻造成板片,然后加工成中间带 $\phi 6$ 毫米孔的疲劳试片。30CrMnSiNi2A 钢试片的热处理条件:890℃油淬,200℃回火。LC9 铝合金试片的热处理条件:465℃水淬,然后在105~115℃保温6~8小时,再在170~180℃保温8~10小时。试片热处理以后经过精磨,最后进行孔内壁挤压强化。30CrMnSiNi2A材料的化学成份是: C0.28,

Si0.1, Mn1.1, Cr1.0, Ni1.6, S0.03, P0.02, Cu0.25, 其余是 Fe。LC9 铝合金化学成份是: Cr0.15, Cu1.6, Mg2.5, Zn5.5, 其余是 Al。主要机械性能列于表1。

表 1

材 料	σ_b 公斤 毫米 ²	σ_s 公斤 毫米 ²	δ %	ψ %	a_k 公斤米 厘米 ²	压痕 直径 毫米
30CrMnSi Ni2A	194	140	9	45	6	≤ 2.9
LC9	53	46	8			

挤压棒是由碳素工具钢 Y12 制成的,其表面光洁度为 $\nabla 11$,硬度为 Rc61~62。表面镀铬。工作部分尺寸为 $\phi 6.1 \times 1$ 毫米。挤压工艺参数见表2。

表 2

材 料	挤压 压力 公斤 毫米 ²	挤压 过盈 量 毫米	挤压 速度 毫米 分	行程 次数 次	润 滑 油	机床设备
30CrMnSi Ni2A	78	0.2	8	1	机油	红山 20 ^T
LC9	52	0.2	10	1	机油	红山 20 ^T

对30CrMnSiNi2A钢试片的疲劳试验在拉-拉中频振动疲劳试验机上进行。LC9 铝合金试片的疲劳试验在拉-压高频试验机上进行。内孔挤压强化前后的残余应力采用X射线测量仪测定。先将试片表面用电解抛光法去掉加工硬化层,然后从孔的边缘向远处逐步测量切向残余应力。采用电子显微镜直接观察金属薄膜和X射线分析方法研究孔内壁挤压强化层内的组织结构变化。

三、试验结果和讨论

30CrMnSiNi2A钢及 LC9 铝合金的疲劳试验S-N曲线见图1。30CrMnSiNi2A钢的振动频率为800次/分, $R=0.1$ 。LC9铝振动频率为1200次/分, $R=-1$ 。试验结果表明, 孔内壁经挤压强化的30CrMnSiNi2A钢的疲劳强度极限 $\sigma_{-1}=61$ 公斤/毫米², 而未经挤压强化的 $\sigma_{-1}=32$ 公斤/毫米², 挤压强化使 σ_{-1} 提高91%。孔未经挤压的 LC9 铝合金疲劳极限 $\sigma_{-1}=6$ 公斤/毫米², 而经挤压强化后 $\sigma_{-1}=11$ 公斤/毫米², 挤压强化使 σ_{-1} 提高83%。

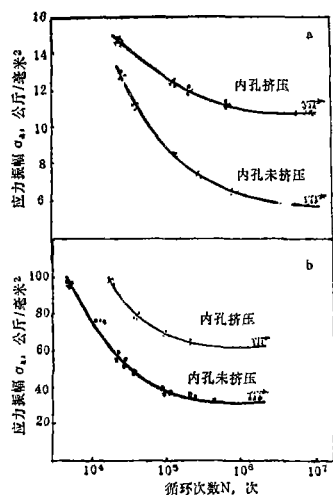


图1 疲劳试验 S-N 曲线
a—LC9 铝合金;
b—30CrMnSiNi2A 高强度钢。

试验结果说明, 孔内壁挤压强化能成倍地提高疲劳强度极限。下面我们分别从几个方面进行试验和讨论。

1. 残余应力的影响

孔内壁在挤压棒的压力作用下, 表层金属沿圆周方向和轴向流动, 产生延伸变形。由于孔表层与邻近的内层之间变形程度不同, 变形较大的表层要传给变形较小的内层一种拉力, 以促使其增大变形。反之变形较小的内层又要赋予变形较大的外层一种压力, 以阻止和减小其变形。这样在挤压过程中, 就引起了表层的附加压应力和内层的附加拉应力。当挤压完毕后, 这些自相平衡的新应力仍保留在孔的内壁, 形成表层的残余压应力。

利用X射线应力测定仪测定孔附近的切向

应力, 从而确定挤压强化层的深度。挤压孔附近的应力分布见图2。结果表明, 30CrMnSiNi2A钢挤压强化层深度为2毫米左右。而 LC9 铝合金挤压强化层深度为2.8~3.4毫米左右。

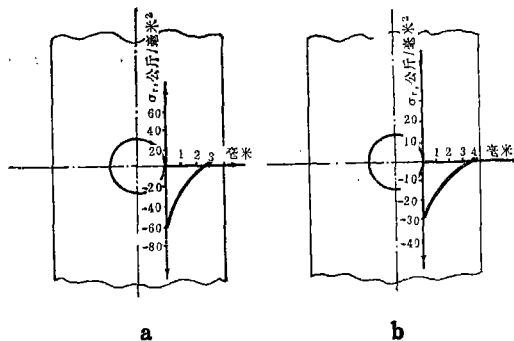


图2 孔附近的应力分布
a—30CrMnSiNi2A; b—LC9 铝合金。

利用扫描电子显微镜观察孔内壁挤压强化的 LC9 铝合金疲劳断口 (见图3) 证实, 疲劳源出现在倒角和内壁交接部位距表面2.5~3毫米处, 疲劳由源区向内外两个方向扩展。在此深度有一个拉应力和压应力的交接面, 这是疲劳过程中试片的薄弱环节, 疲劳源就产生在此处, 而未挤压的断口, 疲劳源在孔表面上接近端角 (图3a、b)。

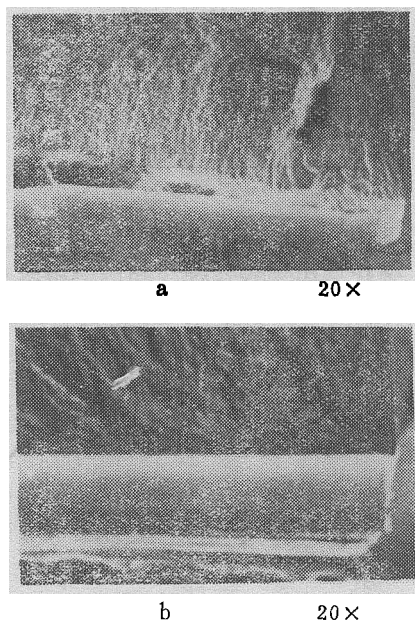


图3 LC9 铝合金疲劳断口形貌
a—挤压的; b—未挤压的。

在低应力高循环疲劳中,外加交变应力振幅 σ_a 与材料的疲劳断裂寿命 N_f 之间有 以下关系:

$$\sigma_a = (\sigma'_f - \sigma_m) N_f^{-b} \dots\dots\dots (1)$$

式中 N_f —断裂循环周数;

σ'_f —疲劳强度系数,它是 $N_f=1$ 时的断裂寿命;

b —与材料有关的常数;

σ_m —平均应力。

大量试验研究指出,残余应力 σ_r 对疲劳寿命的影响与平均应力具有相同的作用,所以(1)式可以写成:

$$\sigma_a = (\sigma'_f - \sigma_r) N_f^{-b} \dots\dots\dots (2)$$

从(2)式看出,残余拉应力降低疲劳寿命,而残余压应力则提高疲劳寿命。

图4表示试片在疲劳试验中所受的应力波形,实线表示未挤压时试片所承受的交变载荷,其平均应力为 σ_m 。当挤压试片承受同样外载荷时,由于试片中的残余应力抵消了一部分外加交变载荷中的拉应力,使它所承受的应力波形成虚线部分。因此,平均应力 σ_m 下降到 σ'_m 水平,从而使得试片的疲劳寿命提高。

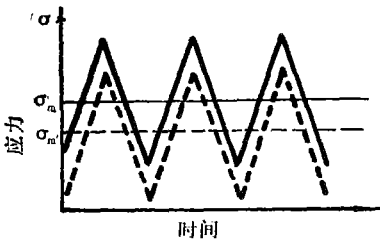
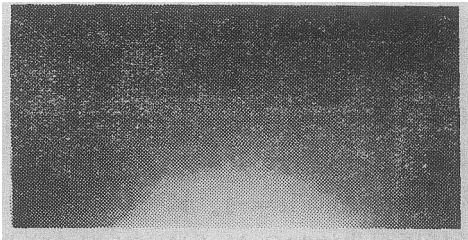


图4 疲劳试验中的应力波形

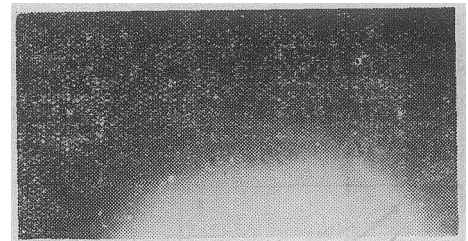
2 强化层内嵌镶块细化和位错组态的影响

从X射线背反射花样中,可以看出两种材料挤压强化层内的组织结构的变化(见图5)。从图5看出,两种合金由于在挤压过程中,嵌镶块细化和产生大量的位错缠结,带来了短程应力中心的移动,所以衍射线条宽而漫散(见图5b),而未挤压处的衍射线条窄而清晰(见图5a)。

利用透射电子显微镜直接观察挤压强化层的金属薄膜的结果表明,淬火后回火的30CrMnSiNi2A钢中,未挤压部分有比较清晰的马氏

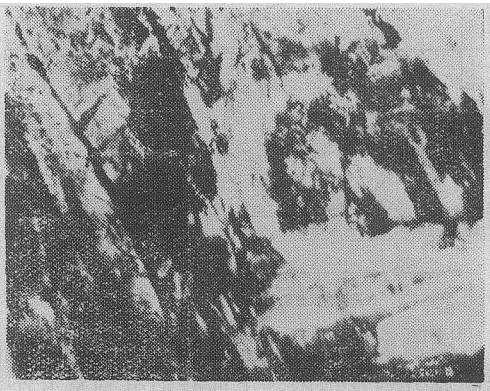


a—30CrMnSiNi2A未挤压部位



b—30CrMnSiNi2A挤压强化层

图5 X射线背反射花样



a 30000×



b 30000×

图6 30CrMnSiNi2A位错组态

a—未挤压的; b—挤压的。

痕量元素的极谱分析

戴兆琛

极谱分析是电化学分析方法之一。它是研究在滴汞电极上(包括各种形式的汞电极或固体电极)的电化学反应的一门学科,即研究电流-电压变化的曲线(见图1)。

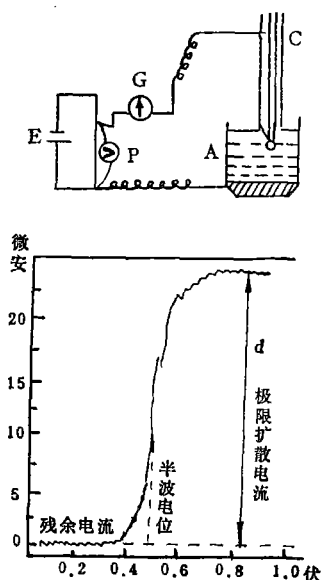


图 1

A—电解池;
E—电源;
G—检流计;
C—毛细管;
P—电位计。

早在1925年,捷克电化学专家J·海洛夫斯基和日本志方益三制成了第一台极谱仪,当时并没有引起人们的重视,直到三十年代中期以后才被公认为是一种有用的分析方法。用极谱法测定了当时用经典的重量法、容量法不易测定的铅、锌等元素之后,推动了极谱分析工作的进展。

极谱分析是一种测定低含量物质的方法。依据不同元素或基团所具有的特定的半波电位进行定性分析,依据扩散电流正比于元素或基团浓度的依尔柯维茨(Ilikovic)方程式进行定量分析。经典的直流极谱分析所能测定物质的含量一般为 $10^{-3} \sim 10^{-5}$ 克分子/升(约相当于 $x\% \sim 0.0x\%$)。凡能在电极上进行氧化或还原反应的有机物也可用极谱方法进行测定。在有机极谱分析中尚可利用半波电位的不同区对位、邻位及间位有机物的差别。

随着生产和科学技术的发展,原有的直流

☆ ☆ ☆ ☆ ☆ ☆ ☆ ☆ ☆
体板条和网状位错,这些位错大部分集中在马氏体相界上。在板条马氏体内也有少量的位错网(见图6),但是在挤压强化层内形成了大量的位错圈、位错网和位错缠结,产生很高的内应力。随着挤压强化程度的提高,位错密度升高,晶体产生的内应力也愈来愈高。正是这些内应力的存在,使得变形以后的材料再受到外力作用时位错迁移困难,使材料的屈服强度提高,因为材料的屈服强度依赖于反抗位错运动的内应力。在一般情况下,材料的疲劳强度极限 σ_1 与材料的 $(\sigma_s E)^{\frac{1}{2}}$ 成正比关系(E为弹性模量)。由此看出,挤压提高了强化层的屈服强度,也相应提高了疲劳强度。

3. 光洁度的影响

测量结果表明,未挤压强化表面光洁度为

化▽6,经挤压强化后表面光洁度为▽11。挤压强化时,由于表层金属塑性变形,孔内表面原有的微观凸峰高度减小,峰距拉长,从而提高表面光洁度。这样可消除孔内表面的机械划伤、微观裂纹等原始缺陷,减弱裂纹对疲劳破坏的敏感性,从而提高疲劳强度。

四、结 论

1. 孔内壁挤压强化,可以成倍地提高30CrMnSiNi2A钢和LC9铝合金的室温疲劳强度极限。

2. 挤压强化层内形成的残余压应力,嵌镶块细化,大量的位错缠结和表面光洁度的提高,导致疲劳强度极限的增高。