

# GC-4钢焊接圆筒弯曲及程序控制

## 疲劳试验的研究\*

刘俊洲

### 一、前 言

飞机起落架选用的GC-4(40CrMnSiMoA)钢,在生产中经常产生焊接缺陷,为了保证飞行安全,运用断裂力学方法对GC-4钢焊接起落架进行了寿命计算<sup>[1]</sup>。

本文为补充GC-4钢焊接起落架的疲劳分析工作,提供GC-4钢焊接起落架寿命计算中所需的疲劳试验数据。给出焊接圆筒弯曲条件下的S-N曲线,对试验结果采用了两种方法进行统计处理,其中应用最大或然法,建立了S-

N关系回归分析的公式及计算机求解程序,可供疲劳试验工作者直接引用。此外,尝试了按简化载荷谱程序控制疲劳下测定疲劳寿命的方法,并初步提供了GC-4钢飞机起落架程控下的疲劳寿命数据,进一步验证了目前所给出的寿命。

### 二、材料及试件的制备

#### 1. 试件的化学成分

钢管及焊条的化学成分列于表1。

焊接工艺

表 1 钢管、焊条的化学成分

| 钢 号                 | 品 种 | C     | Si   | Mn   | P     | S     | Cr   | Mo   | V    | Ti   | Ni   | Cu   |
|---------------------|-----|-------|------|------|-------|-------|------|------|------|------|------|------|
| GC-4<br>40CrMnSiMoA | 钢 管 | 0.37  | 1.52 | 1.05 | 0.020 | 0.003 | 1.40 | 0.50 | —    | 0.09 | 0.05 | 0.06 |
| HT-3<br>18CrMoA     | 钢 条 | 0.105 | 0.85 | 1.71 | 0.04  | 0.011 | 1.11 | 0.61 | 0.11 | —    | —    | —    |

手工电弧焊采用18CrMoA焊条,分三道工艺焊成,第一道用 $\phi 3$ 毫米焊条;第二道用 $\phi 3.5$ 毫米焊条;第三道用 $\phi 4.0$ 毫米焊条。采用图1坡口形式,焊后立即入炉(680~700℃)退火1小时,随后冷却。

热处理工艺及力学性能

最终热处理,加热温度为 $920 \pm 10^\circ\text{C}$ ,时间50分钟,硝盐槽 $180 \pm 10^\circ\text{C}$ 等温1小时,回火温度 $240 \sim 270^\circ\text{C}$ ,时间4小时,清理。钢管热处理后的力学性能,钢厂的检验结果列于表2。

表 2 钢管热处理后的力学性能

| 品 种 | 钢 厂 | 炉 号    | 热 处 理              | $\sigma_b$<br>(公斤/毫米 <sup>2</sup> ) | $\delta$<br>(%) | $\psi$<br>(%) | HB<br>(毫米) |
|-----|-----|--------|--------------------|-------------------------------------|-----------------|---------------|------------|
| 钢 管 | 铍 钢 | 010658 | 920°C加热, 180°C等温淬火 | 192.5                               | 9.5             | 36.5          | 3.8        |
|     |     |        | 1小时+240~270°C回火4小时 | 190.0                               | 10.5            | 36.0          | 3.8        |
|     |     |        |                    | 198.0                               | 9.5             | 37.5          | 3.8        |

\* 参加试验工作的有顾明达、欧阳辉、陆惠忠、郭洪全等同志,并对刘才穆、王广生、张连荣、邓纪雄等同志的支持表示感谢。

## 2. 试件的制备

试件取自名义尺寸为 $\phi 63.5 \times 9$ 毫米的GC-4无缝钢管, 用手工电弧焊。试件尺寸见图1。

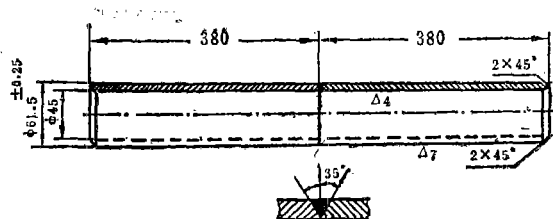


图 1 焊接圆筒试验件

## 三、试验条件

在试验室条件下, 根据起落架的结构及受力特点, 以典型元件—焊接圆筒的纯弯曲试验来考核其疲劳性能。

S-N 疲劳曲线的试验选用 ZD-20<sup>T</sup> 疲劳试验机进行。试验件四支点承载尺寸如图 2。应水平等参数列于表 3。

程序控制疲劳选用 PBVH 卧式程序控制疲劳试验机。试验件四支点承载尺寸如图 3。

载荷谱制定的依据:

将 MIL-8866 中给定的 1000 次着陆下沉速度频率谱, 作为着陆谱计算的依据。

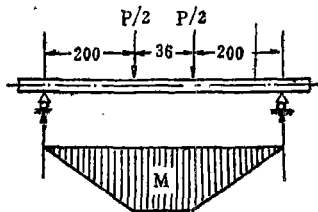


图 2 四支点弯曲疲劳承载形式

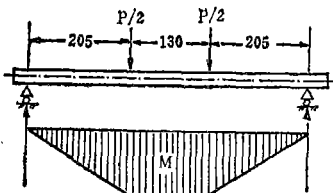


图 3 程序疲劳四支点弯曲承载形式

表 3 试验参数

| W*<br>(毫米) | $(\frac{P}{2})_{max}$<br>(公斤) | $\sigma_{max}$<br>公斤<br>毫米 <sup>2</sup> | f<br>(次/分) | R<br>$\frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}}$ | 试件<br>数量<br>(n) |
|------------|-------------------------------|---|------------|--|-----------------|
| 11887      | 2972                          | 50                                      | 800        | 0.1                                      | 2               |
| 10730      | 2682                          |   |            |  |                 |
| 10596      | 2119                          |   |            |  |                 |
| 11674      | 2335                          | 40                                      | 800        | 0.1                                      | 3               |
| 10426      | 2085                          |   |            |  |                 |
| 9934       | 1490                          |   |            |  |                 |
| 12114      | 1817                          | 30                                      | 800        | 0.1                                      | 3               |
| 11445      | 1717                          |   |            |  |                 |
| 10263      | 1283                          | 25                                      | 800        | 0.1                                      | 2               |
| 10505      | 1313                          |   |            |  |                 |
| 10296      | 1133                          | 22                                      | 800        | 0.1                                      | 2               |
| 10733      | 1181                          |   |            |  |                 |

$$* W = Jy / Z_{max} = (\pi r_2^2 / 4) [1 - (r_2 / r_1)^4]$$

按程序疲劳试验机的允许条件, 把计算得到的载荷谱进行简化。简化后的应力谱如图 4 所示。

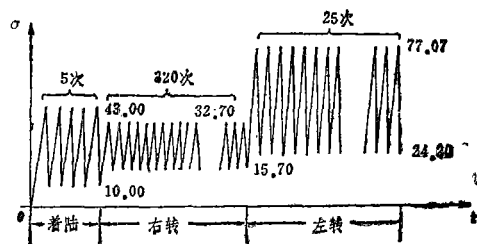


图 4 10 个起落的应力谱  
(三级加载程序谱)

## 四、结果及讨论

### 1. 试验结果

GC-4 钢焊接圆筒 纯弯曲疲劳试验 结果分别列于图 5、图 6 及表 4。

### 2. 数据的初步分析

S-N 曲线运用两种方法 进行了统计处理, 运用最小二乘法拟合公式如下<sup>[2,3]</sup>:

$$y = \hat{a} + \hat{b}_x \quad (1)$$

$$\hat{b} = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sum_{i=1}^{10} (x_i - \bar{x})^2} \quad (2)$$

$$\hat{a} = \bar{y} - \hat{b}_x \quad (3)$$

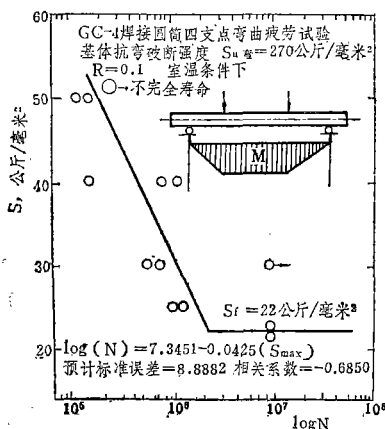


图 5 GC-4 钢焊接圆筒弯曲疲劳 S-N 曲线

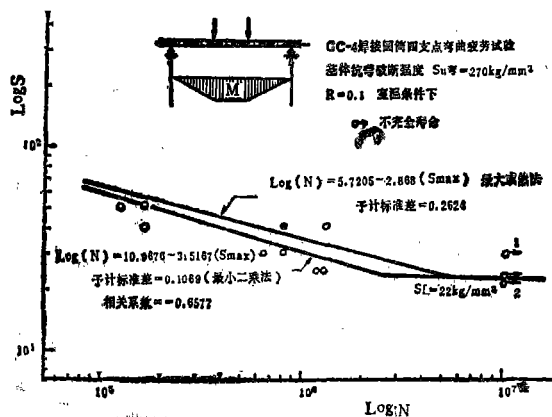


图 6 GC-4 钢焊接圆筒纯弯曲疲劳  
两种处理方法的 S-N 曲线

表 4 两种回归分析方法的比较

| 回归分析方法           | 试件数  | $\hat{a}$ | $\hat{b}$ | $\hat{\sigma}$ |
|------------------|------|-----------|-----------|----------------|
| 最小二乘法<br>(完全寿命)  | 10   | 10.9676   | -3.3167   | 0.1096         |
| 最大或然法<br>(不完全寿命) | 10/9 | 5.7205    | -2.8680   | 0.2624         |

运用不完全寿命试验 S-N 关系回归分析的

最大或然法<sup>[4]</sup>只有叠代分析解法。

方法的基本假设:

(1) 寿命母体呈对数正态分布;

(2) 变量置换后回归线呈直线;

(3) 母体的均方差随应力的变化规律已大致估计知道, 可用以选择合适的数值;

(4) 试件符合独立性及代表性。

方法的基本条件为:

$$P(a, b, \sigma) = \frac{1}{(\sigma \sqrt{2\pi})^r} \prod_{i=1}^r \left\{ \sqrt{w_i} \times e^{-\frac{1}{2} w_i \left[ \frac{x_i - (a + b_{zi})}{\sigma} \right]^2} \right\} \times \frac{1}{(\sqrt{2\pi})^{n-r}} \prod_{i=r+1}^n \left\{ \frac{1}{\sqrt{w_i}} \times \int_{-\infty}^{\infty} \frac{x_i - (a + b_{zi})}{\sigma} e^{-\frac{t^2}{2}} dt \right\} = \text{最大} \quad (4)$$

式中

$\rho(a, b, \sigma)$  — 或然函数

$\sigma$  — 单位权的母体均方差

$w_i$  — 权

$\frac{\sigma}{\sqrt{w_i}}$  — 各应力水平下的均方差

$r$  — 完全寿命数目

$n - r$  — 不完全寿命数目

$X_i$  — 寿命对数值  $X_i = \text{Log} N_i$

$y_i$  — 应力水平对数值  $y_i = \text{Log} S_i$

$a + b_z$  — 回归线的线估计

$t$  — 积分变量

(4) 式相当于下列方程组:

$$\begin{cases} \frac{\partial \ln p}{\partial a} = 0 \end{cases} \quad (5a)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial \ln p}{\partial b} = 0 \end{cases} \quad (5b)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial \ln p}{\partial \sigma} = 0 \end{cases} \quad (5c)$$

由于方程组包括了正态密度函数对正态积分的比值  $\phi(-y_i)/\Phi(-y_i)$ ,  $y_i$  系正态变

量取值 $X_i$ 的标准化值:

$$y_i = \sqrt{w_i} \frac{x_i - (a-b)}{\sigma} \quad (6)$$

故方程只能用叠代法求解, 初解时比值可由近似式

$$\frac{\phi(-y)}{\Phi(-y)} \approx 0.8(1+y) \quad (7)$$

代之, 叠代解时可用标准程序计算。

从两种回归分析方法所得到的回归方程, 若将不完全寿命当作完全寿命处理, 也就是第一种方法所得到的回归方程, 此结果偏于保守。反之按不完全寿命最大或然法, 具有一定代表性和经济性, 充分利用不完全寿命所提供的信息。显然把不完全寿命舍掉是很不合理的。

(1) 由于试件的加工工艺繁多, 尤其是经过手工电弧焊造成焊接缺陷, 主要是气孔、夹杂及夹层等。有的气孔直径尺寸达0.2~1.0毫米。从宏观观察每个试件均有3~5处的气孔、夹杂等缺陷。可见, 焊接质量不稳定。

(2) 所有的疲劳断口, 除一根外疲劳源均起始于圆筒内表面焊缝缺陷。因机械加工刀痕及焊缝缺陷所造成应力集中而产生早期的疲劳源。圆筒内表面光洁度约为 $\nabla 3 \sim \nabla 4$ , 外表面光洁度为 $\nabla 8$ 。圆筒在承受弯曲应力下, 虽内外表面的应力不等, 但这种应力梯度远被内外表面的缺陷产生的应力集中所掩盖。因此多数试件的疲劳源起始于内表面焊缝缺陷, 导致试件的最后断裂。

(3) 由于上述两种原因所致, 试件比一般的疲劳数据分散。从数据的直观分析, GC-4钢焊接圆筒在纯弯曲受力条件下, 疲劳极限应力( $1 \times 10^7$ 条件疲劳极限)只是抗弯强度的10%左右。

### 3. 试件断口分析

各型试件的宏观断口金相分析, 其焊缝的金相组织为回火马氏体+贝氏体及少量的下贝氏体, 如图7、8。

多数断口用肉眼及100倍的实体显微镜观察<sup>[1]</sup>, 部分断口的裂纹源区、扩展区和瞬断区作了电镜复型观察, 其特征为:

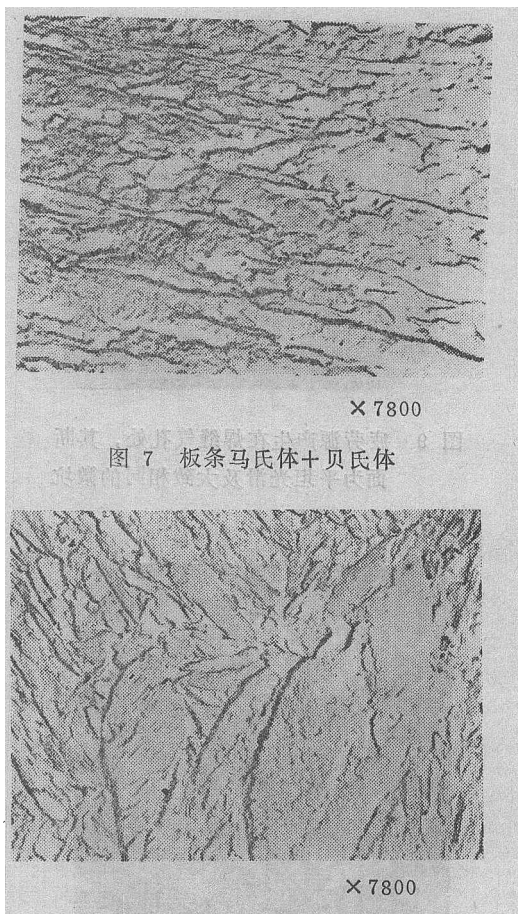


图7 板条马氏体+贝氏体

图8 板条马氏体+下贝氏体

(1) 有明显的三个区域: 即疲劳裂纹稳定扩展区——沿径向发展; 快速扩展区——失稳区沿切向发展; 瞬断区。

(2) 多源, 二源以上约占已观察断口的三分之二, 如图9、10。

(3) 疲劳断裂源起始部位, 大多数起始于圆筒内表面焊缝区的缺陷<sup>[2]</sup>。

经有重点的复型及扫描电镜观察, 可看出源区断面为平坦光滑及大致相同的微坑、轮胎花样及韧窝, 如图11、12。

程序控制疲劳断口可隐约看到每个程序块在三级载荷作用下呈现不同间距的疲劳条带痕迹。

### 4. 结果讨论

(1) 按文献[1]提供的计算载荷谱所得到的程序疲劳试验结果, 取分散系数为4, 寿

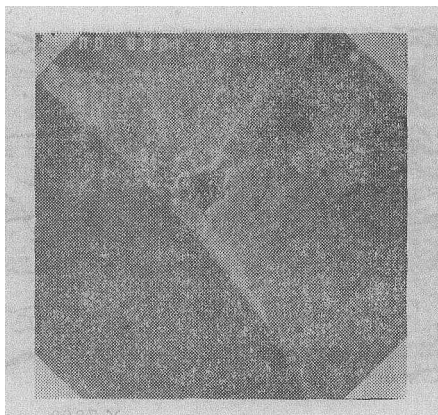


图 9 疲劳源产生在焊缝气孔处, 其断面为平坦光滑及大致相同的微坑

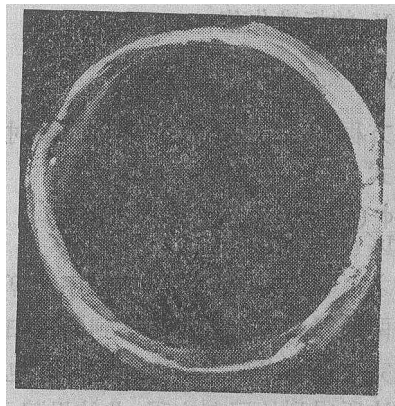
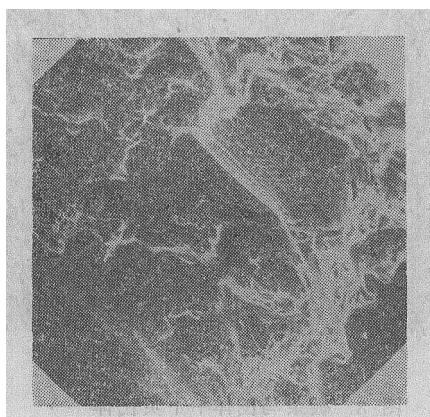
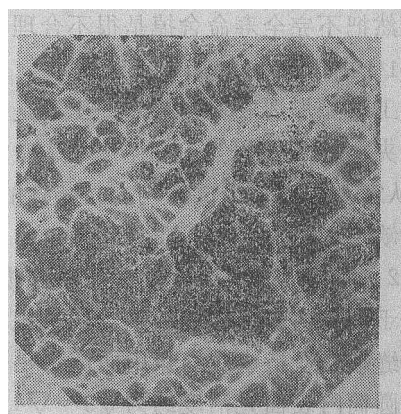


图 10 内外表面有六个气孔, 疲劳源产生在气孔处, 有两处源区



× 600

图 11 疲劳源区的轮胎花样



× 2000

图 12 大致为等轴叠波花样

命均大于2100个起落。

这与对圆筒焊缝剖面疲劳分析结果是相符的, 并进一步得到验证。其结果是偏于安全的。理由如下:

1) 从计算的载荷谱本身上看, 比美国军用规范MIL-8866给出的载荷谱苛刻些<sup>[1]</sup>。

2) 从借用的S-N曲线看, 虽然没有使用带焊缝的S-N曲线, 但取 $K_t=3.0$ 标准合金钢(强度级别同GC-4)的常寿命曲线图, 经过尺寸修正后作为焊缝剖面的常寿命曲线图, 这是偏安全的。实际焊缝剖面的强度为120公斤/毫米<sup>2</sup>,  $K_t=1$ , 又进行强度修正, 强度修正为 $K=190/120=1.6$ ; 借用的S-N曲线并没有修正, 而取 $K=3.0>1.6$ 。

3) 裂纹扩展计算时没有考虑裂纹闭合效应, 而假设只要有应力作用裂纹就扩展, 这种假设和实际情况比较是偏保守的。

4) 裂纹扩展量计算时贡献大的情况一滑跑冲击是放在后面的, 从基数较大的裂纹接着扩展, 这使得裂纹的最终值偏大。

5) 圆筒焊接试件的焊接工艺、机械加工工艺与飞机主起落架焊接工艺是一致的, 其焊接的质量具有代表性。

(2) 圆筒焊接的S-N曲线, 由于所提供的试件数量少; 加之焊接质量的不稳定, 试验数据分散较大, 现给出的S-N曲线较粗糙。目前在尚没有圆筒焊接试件的S-N曲线情况下仅供参考之用。

(3) 试验表明, 焊缝及热影响区内的夹杂、气孔、缩孔等缺陷处于受力最大的部位即表面处, 焊接区的刀痕、伤痕常常是裂纹成核的部位。尤其是圆筒内表面质量往往容易被忽视。本次试验多数疲劳源产生在内表面。对于圆筒内表面焊接、机械加工质量应给予充分的注意。

## 五、结 语

本文运用最大或然法的叠代分析解法适用于一般情况的不完全寿命试验(兼有超完全寿命)的S-N关系回归分析。经初步数学计算表明, 当完全寿命占的比率 $r/n$ 不过分小时, 解的收敛性是好的, 方法是可行的。只要数据有“不完全”或“超完全”的特征, 也适用于寿命以外的情况。

✕

✕

✕

✕

## XG-2 隔热材料和FXY-6胶粘剂通过技术鉴定

1983年4月11日~13日在六二一所召开了新机用XG-2隔热材料和FXY-6(原XFT-1)胶粘剂技术鉴定会。来自14个有关单位的40位代表参加了会议。会上, 六二一所介绍了这两项材料的研究报告和有关技术文件; 一二二厂介绍了生产施工和装机情况; 六〇一所报告了隔热性能测试结果, 以及两项材料的使用情况(包括使用后取样分析结果, FXY-6高温对比试验分析综合结论); 民航一〇一厂介绍了FXY-6在伊尔-18飞机热交换器的使用情况等。

会议经过充分讨论, 认真审查有关技术文件, 一致通过并签署了技术鉴定证书, 并建议转入批生产, 推广应用。

代表们认为XG-2毡垫质地柔软, 重量轻, 有弹性, 隔热效果好, 耐热、耐压、耐油, 可在 $-55\sim 250^{\circ}\text{C}$ 长期使用; 工艺简单, 加工性好, 可加工成所需的任意尺寸和形状。该材料性能达到美国同类材料的性能水平, 已用于新机软油箱底部, 满足设计要求。

FXY-6胶粘剂具有优良的耐高温、耐油、耐燃、防潮、耐老化等特点, 初粘性好, 能常温固化, 可在 $-55\sim 250^{\circ}\text{C}$ 下长期使用, 是国内首创的室温固化而可用于高温的耐油、防燃胶粘剂。它已用于新机燃烧室顶部、软油箱底部粘接XG-1、XG-2隔热材料, 经

虽然结合新机研制, 开展弯曲疲劳及其程控加载试验, 并对设计部门提出的设计数据进行验证, 为设计、寿命计算提供了依据。但由于试件数量有限, 仅做了初步的工作, 有些问题尚需进行深入的试验研究。

## 参 考 文 献

- [1] “GC-4钢焊接起落架的断裂力学研究”, 航空科技HK78007, 1978.
- [2] A guide for fatigue testing and the statistical analysis of fatigue data, ASTM STP No 91A, 1964.
- [3] Standard Recommended Practice for Presentation of Constant Amplitude Fatigue Test Results For Metallic Materials, ANSI ASTM E468-76.

长期试飞表明, 粘接效果良好; 还成功地用于该机铝蒙皮与零件表面间粘接, 消除了蒙皮及零件在铆装之后所产生的松弛和“鼓动”现象, 使蒙皮表面更加平整; 用于发动机内壁间的装配, 能保证规定的间隙, 便于发动机的维护。它还用于伊尔-18飞机热交换器的修补作封严用, 使用效果明显, 减少了热交换器的报废。该胶粘剂施工方便, 成本低。

FXY-6胶粘剂采用KH-550偶联剂作底层可用于钛合金、铝合金、不锈钢、碳钢等金属与玻璃布、氟胶布、聚酰亚胺薄膜、有机玻璃、涤纶布、丁腈橡胶、氟橡胶等非金属材料之间的粘接, 工艺简单, 性能稳定。

(倪正)

## 《航空材料行业史》正在着手编写

《航空材料研究所史》的编写工作正在进行。目前, “所史大事记”第二稿已经完成, 所史纲目基本拟就。

《航空材料行业史》(暂订名)的编写, 要靠活跃在科研生产第一线的领导、专家和科技人员, 特别是航空工厂的冶金师和冶金部门的同志们。编写组成员打算深入厂所调查研究, 听取意见, 力争把编史工作搞好。

(六二一所 陈其寅)