

GC-19 中温超高强度钢元件疲劳特性的研究

北京航空材料研究所 刘俊洲

本文采用应力集中元件,在空气介质中测试了 GC-19 中温超高强度钢从室温到 350℃、应力比 R 为 0.1 的轴向拉伸疲劳特性。探讨不同应力集中、不同热处理制度、不同试验温度对元件轴向拉伸疲劳性能的影响。其中讨论了 R.E.Peterson 与 A.B.Верховский 的理论应力集中系数计算经验公式。

Study on Fatigue Characteristic of the Components Moderate Temperature Ultra-High-Strength Steel GC-19

Liu Junzhou

(Institute of Aeronautical Materials, Beijing)

The axial tension fatigue characteristic of the moderate temperature ultra-high-strength steel GC-19 are tested by using stress concentration elements under the conditions of temperature range from room temperature to 350℃, and with the stress ration of 0.1 in the air mediums.

The affects of various stress concentration, heat treatment regimes and testing temperatures on axial tension fatigue characterisitic of the elements are investigated. The R.E.Peterson and A.B.Верховский's empirical formula for calculating the theoretical stress concentration factor is discussed.

一、前 言

近几十年来,中温超高强度钢的应用问题引起了国内外的广泛注意。飞机的主机承力构件多用超高强度钢制造。

国外对于超高强度钢,在常规性能、断裂力学、电化学的腐蚀机理、金属显微组织等方面都做过大量的研究,并取得一些成果,然而只见到部分材质疲劳数据,有关元件疲劳数据,详细报道较少。

GC-19 钢是一种在 500℃ 以下工作的中温超高强度钢。本文给出其在室温、350℃ 的 9 条 K-N 疲劳曲线。为飞机结构设计、生产、选材积累了试验数据和实际经验。并为 GC-19 钢的进一步推广应用打下良好的基础。

二、材料及实验

材料的热处理和性能列于表 1.2.3。

试件选用带有两个对称凸边的扁平应力集中试样,截面过渡 R 分别为 0.5、1.0、1.5、3.5mm 及带中心孔 $\phi 6\text{mm}$ 试样,试样形状及尺寸分别示于图 1、2。

试验是在 ZDM-100t 疲劳试验机上进行。试验温度为室温、350℃;应力比 R 为 0.1;试验频率为 10~15 次/分。

试验组别列于表 4。

数据处理

按疲劳数据统计要求,成组法求室温、350℃ 的 K-N

疲劳曲线。成组的试验数据,按 Chauvent 数据取舍准则进行处理。

试验结果

试验数据经统计处理分别给出室温、350℃ 不同 K_t 的 K-N 疲劳曲线,该曲线 $r=95\%$, $p=50\%$,分别示于图 3、4。

表 1 热处理状态

材料	炉号	规格 (mm)	组别	热 处 理 工 艺
GC-19	2C014	20×15	(1)	1000℃ 油淬+600℃ 2h 水冷,回火 II 次。
			(2)	1000℃ 油淬+630℃ 2h 水冷,回火 II 次。

表 2 化学成分

元素	C	Cr	Mo	V	Si	Mn	S	P
含量 (%)	0.37	1.99	1.97	0.52	0.30	0.63	0.006	0.010

表 3 力学性能

材料	热处理 组别	σ_b (MPa)	$\sigma_{0.2}$ (MPa)	δ_5 (%)	ψ (%)	注
GC-19	(1)	1643.6 / 1658.3	1472.0 / 1479.8	13.0 / 14.8	57.0 / 59.2	五个 试样 的测 试值
	(2)	1528.9 / 1545.5	1387.6 / 1399.4	13.6 / 14.5	53.3 / 55.8	

表 4 试验组别

试验组别	热处理组别	截面过渡 R (mm)	理论应力集中系数 K_t	试验温度 (°C)	试验参数 $K (\sigma_{max} / \sigma_{bh})$
1	(2)	0.5	5.64	室温 (R.T)	1, 0.7, 0.6, 0.5, 0.4
2		1.0	3.64		1, 0.7, 0.6, 0.5, 0.4
3		1.5	2.89		1, 0.7, 0.6, 0.5, 0.4
4		3.5	1.92		1, 0.8, 0.7, 0.6, 0.5
5		$\phi 6$	2.36		1, 0.7, 0.6, 0.5, 0.4, 0.3
6	(1)	0.5	5.64	350°C	1, 0.7, 0.6, 0.5, 0.4
7		1.0	3.64		1, 0.8, 0.7, 0.6, 0.5, 0.4
8		1.5	2.89		1, 0.8, 0.7, 0.6, 0.5
9		3.5	1.92		1, 0.8, 0.7, 0.6

按 A.В.Верховский 公式求出从小截面过渡到大截面处的理论应力集中系数。

$$K_t = \frac{h}{2 \cdot R \cdot \ln(1 + \frac{h}{2R})} \quad (1)$$

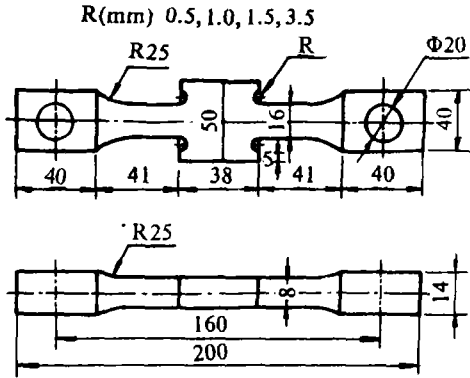


图 1 带有对称凸边的扁平应力集中试样

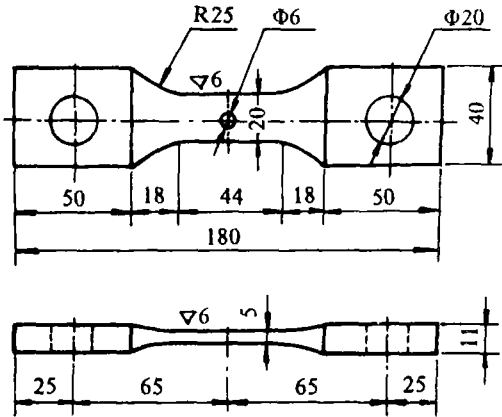


图 2 带有中心孔 $\phi 6$ mm 的应力集中试样

三、讨论与分析

飞机零部件的形状一般比较复杂。如有过渡截面、沟槽、横孔或紧配合等。这些几何形状不连续或紧配合所产生的接触应力，能引起比名义应力大得多的局部应力。

为了正确评定零部件的强度，在很多情况下，必须考虑局部峰值应力。理论应力集中系数 K_t 的大小，并不能作为由于存在局部峰值应力而使疲劳强度降低的依据。因为疲劳强度不仅由零部件的几何形状决定，还与零部件的材料性质以及载荷类型等有关。

本文探讨了带有两个对称凸边的扁平试样疲劳强度。

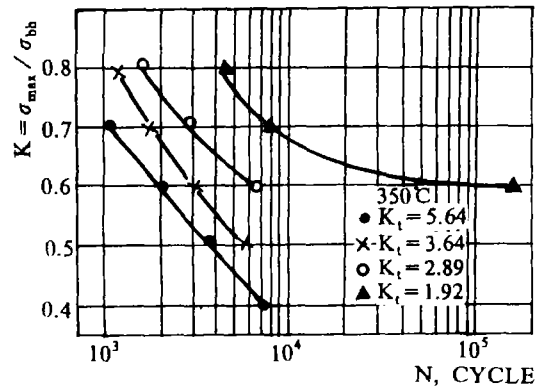


图 3 室温 (R.T.) K-N 疲劳曲线

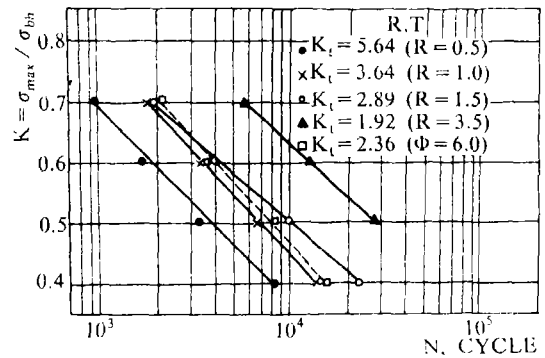


图 4 350°C K-N 疲劳曲线

其中， h 为试样工作部分的宽度， R 为小截面到大截面的过渡圆角半径。

试样工作部分宽度均采用 16mm，加厚部分的宽度为 40mm。圆角半径分别为 0.5、1.0、1.5、3.5mm，其相应的理论应力集中系数为 5.64、3.64、2.89、1.92。但对带有 $\phi 6$ mm 中心孔试样，采用公式 (1) 计算，其相应的理论应力集中系数为 1.94。按 R.E.Peterson 查得相应的理论应力集中系数为 2.36，两者相差较大。由图 3 疲劳曲线可看出，按 R.E.Peterson 方法得到的结果比较接近实际情况。

试验结果表明公式 (1) 的使用条件只对带有两边对称凸台扁平试样比较适宜。

室温、350℃ 不同应力集中系数对静强度的影响，分析结果列于表 5。

室温、相同 K 值下，不同热处理制度对疲劳性能的影响，分析结果列于表 6。

室温、不同 K 值、不同热处理下应力集中对疲劳性能的影响，分析结果列于表 7。

表 5

热处理组别	温度 (°C)	K_t	σ_b (MPa)	提高的百分数 (%)
(1)	室温 (R·T)	5.64	1723.91	1.7
		3.64	1737.54	2.5
		2.89	1695.18	
		1.92	1708.91	0.8
(1)	350	5.64	1525.82	
		3.64	1513.46	0.8
		2.89	1518.56	0.5
		1.92	1523.07	0.2

表 6

温 度 (°C)	K	K_t	疲劳寿命 N		提高的百分数 (%)
			热处理 (1)	热处理 (2)	
R·T	0.6	5.64	1110	1707	35
		3.64	1522	3355	55
		2.89	2962	3961	25
		1.92	6978	12865	46

表 7

试验温度 (°C)	热处理组别	K_t	K	疲劳寿命 (N)	提高的百分数 (%)
室温	(1)	5.64	0.6	1110	
		3.64		1522	37
		2.89		2962	166
		1.92		6778	529
	(2)	5.64	0.7	977	
		3.64		1800	84
		2.89		1873	92
		2.36		2135	119
		1.92		5926	507
		5.64	0.6	1707	
		3.64		3355	97
		2.89		3961	132
		2.36		3556	108
		1.92		12865	654
		5.64	0.5	3480	
		3.64		6736	94
		2.89		9790	181
		2.36		8378	141
		1.92		28708	725

350℃、不同 K 值、相同热处理下应力集中对疲劳性

能的影响，分析结果列于表 8。

表 8

热处理组别	试验温度 (°C)	K_t	K	疲劳寿命 (N)	提高的百分数 (%)
(1)	350	5.64	0.7	1066	
		3.64		1751	64
		2.89		2810	164
		1.92		7852	637
		5.64	0.6	2189	
		3.64		3139	43
		2.89		6451	195
		1.92		154379	695

由表 5 的试验结果表明，该材料在室温及 350℃ 下，不同的理论应力集中系数 K_t 对静强度影响并不大。

由表 6 试验结果表明，在室温及相同 K 值下，热处理组别 (2) 的疲劳寿命要比热处理组别 (1) 高，这是由于疲劳最大应力的影响。

由表 7.8 试验结果分析表明，该材料在室温及 350℃ 下，疲劳寿命随着理论应力集中系数降低 (5.64→1.92) 而显著提高，室温下可提高 5 至 7 倍，350℃ 可提高约 6 倍。并随着疲劳最大应力 σ_{max} 降低，疲劳寿命显著提高。

以上述试验结果发现，低应力水平时，理论应力集中系数 K_t 对疲劳寿命影响很显著。高应力水平时，理论应力集中系数对疲劳寿命影响较小。这与该材料在这样的应力下，会产生很大的塑性变形，从而造成应力的重新再分配有关，故实际的峰值应力低于理论上的 (指按弹性变形计算得到的) 峰值应力值。

四、结 语

对 GC-19 中温超高强度钢元件疲劳性能与材料的不同热处理，不同试验温度、不同应力集中关系的研究结果表明：

1. 按 R.E.Peterson 提出的方法得到的结果比较接近实际情况，数据吻合较好，按 A.B.Верховский 公式计算，对于带有两边对称凸台扁平试样较适宜，然而对于工作截面带有中心缺口扁平试样，计算的结果误差较大，有一定的局限性，在使用该公式时应引起足够重视。

2. 在室温下，相同的 K 值，强度 $\sigma_b = 1471\text{MPa}$ 的比 $\sigma_b = 1667\text{MPa}$ 的疲劳寿命高 25~55%。

3. 在相同的外形尺寸条件下，截面过渡 R 分别为 0.5、1.0、1.5、3.5mm 范围内，理论应力集中系数 K_t 相应为 5.64、3.64、2.89、1.92，随着过渡 R 尺寸的增加，应力集中系数 K_t 相应减小。 K_t 对静强度影响不大，而对疲劳强度有显著的影响。随着 K_t 减小，室温、350℃ 疲劳寿命约提高 6 倍之多。

4. 试验结果发现，低应力水平时，理论应力集中系数 K_t 对疲劳性能影响显著。在高应力水平时，理论应力集中系数 K_t 对疲劳性能影响较小。

(参考文献略)