

DZ22 高温合金复杂应力疲劳强度研究

北京航空航天大学 岳彦芳* 饶寿期 聂景旭

一、疲劳强度计算方法的建立

定向凝固镍基高温合金 DZ22 是一种正交各向异性材料, 对于各向异性材料, 由于偏轴向拉剪和剪拉耦合的存在, 形状改变与体积变化无法分开, 仅考虑剪切应变能不足以说明各向异性材料的失效, 还需要考虑体积改变能。据此认为 Tsai-Wu 理论^[1]较 Hill 理论^[2]更能有效地反应各向异性材料的失效, 并根据 Tsai-Wu 理论导出一个疲劳强度的计算方法。

Tsai-Wu 假设各向异性材料在应力空间中的破坏表面可表示为一个高阶张量多项式, 并提出了以二阶张量多项式为破坏准则的计算方法, 即

$$F_{ij}\sigma_i\sigma_j + F_i\sigma_i = 1 \quad (1)$$

式中 F_{ij} , F_{ij} 为应力空间中的强度参数, 可通过试验确定。 σ_i , σ_j 为在材料正轴上投影的应力分量。(1) 式表明, 当等式左端小于 1 时, 材料安全工作, 当等式左端等于或大于 1 时, 材料失效。以下为叙述简便, 约定 $i, j = 1, 2, \dots, 6$; $k, p = 1, 2, 3$; $m, n = 4, 5, 6$ 。

对于正交各向异性材料, 其强度应不受剪力方向的影响, 即剪应力的正或负对材料的强度应该没有影响。所以 $F_{km} = 0$, $F_{mn} = 0$ ($m \neq n$)。设材料的单轴拉伸应力强度等于压缩应力强度, 且均为 S_i , 则有 $F_{ii} = 1/S_i^2$, $F_{kk} = 0$, 从而失效判据可简化成:

$$\sigma_i^2/S_i^2 + F_{kp}\sigma_k\sigma_p = 1 \quad (k \neq p) \quad (2)$$

令:

$$\sigma_{eqi} = \sqrt{\sigma_i^2 + S_i^2(\sigma^2/S_j^2 + F_{kp}\sigma_k\sigma_p)} \quad (3)$$

则当

$$\sigma_{eqi} \geq S_i \quad (4)$$

时, 预计材料将失效。可以证明: (1) 对于同一材料 (S_i 相同) 承受相同的载荷 (σ_i 相同), 由 (4) 式确定的强度条件相同, 即无论 i 等于几, 都能判断材料失效与否; (2) (4) 式可退化为单轴强度准则; (3) 材料强度不可能无限大, 所以在以 σ_1 , σ_2 , σ_3 为轴的直角坐标中, 失效面必为一个封闭曲面, 由此可得 $-1/(S_k S_p) < F_{kp} < 1/(S_k S_p)$; (4) 取 $F_{kp} = -1/(2S_k S_p)$, (4) 式可退化为各向同性时的 Mises 准则。值得指出的是, (4) 式确定的是材料的静强度, 如果 S_i 表示单轴屈服极限, 那么 (4) 式又表示材料的屈服面。

假设复杂应力状态下, 材料进入屈服的程度与单轴应力状态下屈服的程度相同, 则材料的损伤相同, 寿命也相同。那么, 如果 S_i 表示单轴应力时的疲劳强度, 则 (4) 式又可作为与单轴应力具有相同循环特性的复杂应力状态下的疲劳强度准则。对于低周疲劳, 一般通过控制应变进行疲劳试验, 所以疲劳强度准则应以应变表示。假设失效形式为 $G_{ij}\epsilon_i\epsilon_j + G_i\epsilon_i = 1$, 式中 G_{ij} , G_{ij} 为应变空间中的强度参数, 可通过试验确定。 ϵ_i , ϵ_j 为在材料正轴上投影的应变分量。

设 H_i 表示单轴应变强度，且 $H_i/H_j = S_i/S_j$ ，同上推导，等效应变为：

$$\epsilon_{eqi} = \sqrt{\epsilon^2 + S_i^2(\epsilon^2/S_j^2 + F_{kp}\epsilon\phi)}$$

(5)

$$\epsilon_{eqi} \geq H_i$$

(6)

时材料失效。

二、实验工作

1. 试验方案 在 MTS809 拉扭试验机上对 DZ22 材料在 850 下进行对称循环的单轴拉压和拉扭复合低周疲劳的对比试验。采用应变控制，在长 50mm 标距上测平均应变；试验循环频率 $f = 0.33\text{Hz}$ ，三角形波加载，拉扭载荷同相位；高频感应加热，恒温 $T = 850$ ；选取不同的拉扭应变比以及不同的预测寿命进行实验；失效判据为断裂。

2. 试件 试件为光滑圆柱体，如图 1 所示，材料沿圆柱体轴线方向结晶。热处理工艺为 1210 保温 2 小时，在空气中冷却到 870 保温 32 小时，然后在空气中冷却到室温。DZ22 材料在 850 时的机械性能^[3]。取样方向 L：弹性模量 (GPa) 88.5，拉伸强度 (GPa) 1.051，扭转强度 (GPa) 0.919，波松比 0.345；取样方向 T：则弹性模量 110，拉伸强度 0.988，波松比 0.477。

松比 0.477。

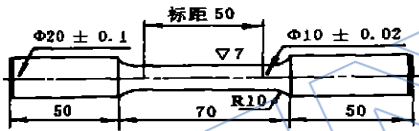


图 1 试件图

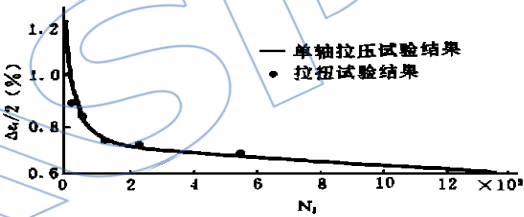


图 2 DZ22 试件在 850 下的 $\epsilon/2 - N_f$

3. 试验结果 ①拉压试验（单轴试验）结果用 $\epsilon/2 - N_f$ 曲线画在图 2 上。②拉扭试验结果列于表 1 中。

表 1 拉扭试验结果

试 件 号		1	2	3	4	5	6	
$\epsilon/2$ (%)		0.718	0.636	0.595	0.758	0.599	0.629	0.639
$\gamma/2$ (%)		0.434	0.173	0.318	0.257	0.351	0.376	0.637
γ/ϵ (%)		60.4	27.2	53.4	33.9	58.6	59.8	94.9
$\epsilon_{eq1}/2$ (%)		0.888	0.681	0.710	0.830	0.734	0.775	1.005
循 环 数	试验值	247	5370	2350	520	1340	314	57
	预测值	270	5000	2300	500	1450	880	90
	Hill 值	310	5600	3000	560	1700	1100	100
损伤 (D)		0.915	1.074	1.022	1.040	0.924	0.357	0.633
相对误差 (%)		9.3	- 6.8	- 2.1	- 3.8	8.2	1.0	

三、试验结果分析

1. 等效应变公式 对于 DZ22 材料, 垂直于结晶方向的平面为各向同性面, 称为横观各向同性材料。设 1 轴为结晶方向, 即与试件轴线平行, 则在拉扭复合应力状态下, 有

$$\epsilon_1 = \epsilon_3 = \nu \epsilon_2, \quad \epsilon_2 = \epsilon_3 = 0 \quad (7)$$

这里 ν 为 1, 2 或 1, 3 方向的波松比。

令 (5) 中的 $i = 1$, 将 (7) 式代入 (5) 中, 得:

$$\epsilon_{q1} = \epsilon_1^2 [1 + (2S_1^2/S_2^2)\nu^2 + 2S_1^2 F_{12} \nu + S_1^2 F_{23} \nu^2] + (S_1^2/S_2^2)\epsilon_2^2 \quad (8)$$

取 $F_{kp} = -1/(3.8S_k S_p)$, 则由 (8) 式, 得:

$$\epsilon_{q1} = 1.050\epsilon_1^2 + 1.308\epsilon_2^2 \quad (9)$$

对于疲劳试验, (9) 式可以写成:

$$\epsilon_{q1}/2 = 1.050(\epsilon/2)^2 + 1.308(\gamma/2)^2 \quad (10)$$

2. 拉扭寿命预测 根据拉扭试验控制的循环拉应变幅 $\epsilon/2$ 和循环扭转应变幅 $\gamma/2$, 由 (10) 式可计算出相应的等效应变幅 $\epsilon_{q1}/2$, 结果列于表 1 中。根据等效应变幅的值在图 2 中查取循环次数 N_f 作为相应的预测寿命也列于表 1 中。

利用下式计算预测值与实验值的相对误差:

$$= [(\text{预测值} - \text{试验值}) / \text{试验值}] \times 100\% \quad (11)$$

需要说明的是, 在进行表 1 中的第 6 号试件试验时, 对拉扭应变按不同比例控制, 分别记录了相应的循环试验次数, 这样就需要分别计算相应应变状态下的预测值及其损伤 D_i , 然后按某损伤累积假设计算总损伤 D , 再按下式计算相对误差:

$$= [(1 - D) / 1] \times 100\% \quad (12)$$

其中对 D 的计算, 本文采用了 Palmgren Miner 的线性损伤理论, 即:

$$D = \sum D_i \quad (13)$$

结论 (1) 用 (7) 式计算复杂应力疲劳的等效应变 ϵ_{eq} , 并用它来预估其低周疲劳寿命是合理的。本文还用同样的方式按 Hill 理论的方法进行了复杂应力的寿命估算。结果是预测值比试验值全部偏高, 误差较大, 见表 1。这也恰好证明: “对于各向异性材料, 由于偏轴向拉剪和剪拉耦合的存在, 形状改变与体积变化无法分开, 仅考虑剪切应变能不足以说明各向异性材料的失效。” (2) 强度参数 F_{kp} 的取值对疲劳寿命的预测精度影响较大。正确确定 F_{kp} 是一个关键问题, 一般应尽量通过双轴试验来确定。但在有条件进行双轴试验的情况下, 可先做一个拉扭复合疲劳试验。通过对比单轴和拉扭试验结果, 可以反推出 F_{kp} 的值。然后利用这个值预测其它应力状态下的疲劳寿命。通过本文实践, 此方法可行。 (3) 低周疲劳是一种应变疲劳, 用等效应变作为度量低周疲劳的参量是合适的。

致谢 感谢 621 所的王海清老师, 他帮助加工了全部试件, 还对本文提出过宝贵意见。

参 考 文 献

- [1] Tsai S. W. and Wu E. M., "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials", J. Composite Materials, January, 1971, PP. 246- 256.
- [2] Hill R., "The Mathematical Theory of Plasticity", Oxford University Press. London. 1950.
- [3] 北京航空材料研究所编, "航空发动机设计用材料数据手册", 航空航天工业部出版, 1990 年, PP. 930- 978.

FATIGUE STRENGTH RESEARCH OF DZ-22 SUPERALLOY UNDER COMPLEX STRESS CONDITION

Yue Yanfang and Rao Shouqi

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083*)

ABSTRACT

Criteria for calculating low-cycle fatigue strength of DZ22 superalloy under complex stress condition are considered. The fatigue life of the material under complex stresses can be predicted according to the criteria, provided its straight axial strengths and any straight axial S—N curve are available. For DZ22 as a kind of directionally solidified high-temperature alloy, the low-cycle fatigue comparative tests have been made between the uniaxial tension-compression and tension-torsion at 850 °C and show that the results of tests and calculations are in good agreement.

LIFE PREDICTION OF LOCAL STRESS-STRAIN METHOD

Liu Xangsheng

(*Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015*)

ABSTRACT

The local stress-strain method is applied to LCF life prediction. The method and procedure for determining reliability life and flight life are provided. The influence of the variable-amplitude cycle loading on the lives and effects of the fluctuation of material fatigue constants on the lives are considered. In addition the present method is compared with the EGD-3 method.

A FIBRE-OPTIC AMPLITUDE MONITOR FOR BLADE VIBRATION

Deng Yong, Sheng Xizhi, Xue Xiusheng

(*Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015*)

ABSTRACT

The fibre-optic amplitude monitor is developed by our institute as a non-contact vibration measuring system for rotator blades, in which a magnetic needle is adopted as a one-per-rotation sensor and a fibre-optical cable as a blade-passing sensor. Multiple application of the present monitor in development of new-type engines demonstrates reliability and convenience in operation. It features high temperature resistance, it can work up to 350 °C and up to 400 °C in the near future. This monitor has been put in service as a main instrumentation to monitor the blade vibration in the high-pressure compressor of our new-type engine during its development.

*

*

*

*

*