

平均应力对 30CrMnSiA 钢多轴疲劳失效的影响

刘天奇¹, 时新红¹, 张建宇², 费斌军¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;
2. 重庆大学 航空航天学院, 重庆 400044)

摘 要: 对 30CrMnSiA 高强度实心圆棒试件进行了存在平均应力及相位差下拉-扭复合加载的多轴高周疲劳试验,对不同平均应力及相位差下的试验数据、平面应力特点进行了分析和研究。试验结果表明,对于不存在平均应力的情况,随着相位差的增大,疲劳寿命逐渐增大。对于存在平均应力的情况,无论是平均拉伸应力还是平均切应力,随着相位差的增大,疲劳寿命逐渐减小。采用最大切应力幅平面上的切应力幅与最大正应力线性组合的准则进行寿命预测发现,对于某些试验情况,随着平均应力的增大,试验寿命与预测寿命变化规律相反。此外,通过测量试件初始起裂的角度并与最大切应力幅平面对比发现,多轴加载下的 30CrMnSiA 高强度初始裂纹起裂方向接近最大切应力幅平面。最后通过应力分析说明了采用最大切应力幅平面上的切应力幅与最大正应力线性组合的准则存在的缺陷。

关 键 词: 多轴疲劳; 平均应力; 相位差; 高强度钢; 临界面; 疲劳寿命

中图分类号: O346.2⁺3 **文献标志码:** A

Effect of mean stress on multiaxial fatigue failure of 30CrMnSiA steel

LIU Tianqi¹, SHI Xinhong¹, ZHANG Jianyu², FEI Binjun¹

(1. School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. College of Aerospace Engineering,
Chongqing University, Chongqing 400044, China)

Abstract: Fatigue experiments were carried out to investigate the effects of mean-stress and phase-difference on the tension-torsion fatigue life of 30CrMnSiA high strength steel, while the experimental data and plane stress characteristics of different mean stress and phase difference were analyzed. The test results showed that the fatigue life increased with the growing phase difference without mean stress, but decreased with the increase of phase difference when mean stress existed, whether mean normal stress or mean shear stress. Criteria based on the linear combination of the shear stress amplitude and normal stress on the maximum shear stress amplitude plane cannot reflect the test results correctly to some degree. Moreover, the initial crack angle was measured showing that its direction was close to

收稿日期:2017-12-19
基金项目:国家自然科学基金(11172021)
作者简介:刘天奇(1988—),男,博士生,主要从事多轴疲劳失效研究。

引用格式:刘天奇,时新红,张建宇,等. 平均应力对 30CrMnSiA 钢多轴疲劳失效的影响[J]. 航空动力学报,2018,33(12):2972-2980. LIU Tianqi,SHI Xinhong,ZHANG Jianyu,et al. Effect of mean stress on multiaxial fatigue failure of 30CrMnSiA steel[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(12):2972-2980.

the maximum shear stress amplitude plane. Finally, the defects of the criteria based on the linear combination shear stress amplitude and maximum normal stress on the maximum shear stress amplitude stress plane were explained by stress analysis.

Key words: multiaxial fatigue; mean stress; phase difference; high strength steel; critical plane; fatigue life

30CrMnSiA 高强钢是航空航天领域广泛应用的一种材料,具有较高的强度和良好的抗疲劳性能,主要用于制造发动机机架、飞机机翼的接头及起落架作动筒等,此外也有用于制造涡轮喷气发动机压气机转子的叶片盘和中框匣导向叶片。在飞机的使用过程中,这些部位都承受着疲劳载荷的作用,尤其是多轴疲劳载荷。由于气动载荷、振动载荷、自重或残余应力等影响而使得疲劳载荷存在平均应力;而不同应力分量之间同时会存在相位差。大量的研究表明,平均应力的存在会对材料的多轴疲劳失效产生较大的影响,仍需要开展大量的试验研究及理论分析^[1]。

单轴疲劳中,平均拉伸应力对疲劳失效一般有着不利的影响^[2-3]。关于平均切应力对疲劳失效的影响一直存在争议,观点分为两种:一种认为只要最大切应力不超过材料的屈服极限(也有研究定为屈服极限的 80%),平均切应力对疲劳失效的影响可以忽略^[4];另一观点认为平均切应力的存在使疲劳寿命明显降低^[5]。在多轴疲劳研究中,Garud^[6]指出 Nishihara 等对弯扭疲劳问题展开了较为深入且广泛的研究,测试了 9 种不同的金属材料,研究了相位差对多轴疲劳寿命的影响。Findley 等^[7]对 76S-T61 铝合金开展了大量的多轴疲劳试验研究以研究平均应力对多轴疲劳失效的影响。Sines 等^[8-9]研究表明附加的平均拉伸应力对疲劳强度的影响大于附加平均切应力,认为对于寿命在 $10^4 \sim 10^5$ 循环(中寿命区)之间的多轴疲劳试验需要更加关注。McDiarmid^[10-11]主要对薄壁圆管试件开展了多轴疲劳试验研究及理论分析,认为平均应力及相位差的存在会对多轴疲劳失效产生很大的影响,且当平均应力存在时,随着相位差的变大,寿命变短。Papapodoulos 等^[12]对前人的研究进行了回顾,同 Sines 相同,认为对于长寿命疲劳,平均切应力的影响可以忽略,短寿命疲劳平均切应力有不利的影

响;而根据作者提出的准则可以得到,对于长寿命疲劳,同样认为相位差的存在对疲劳强度没有影响。Susmel 等^[13-14]在对多轴疲劳的研究中,着重考虑了平均

应力对多轴疲劳的影响。Papuga^[15]对比研究了 17 种不同的准则,407 种疲劳试验,认为平均应力的影响比相位差影响更大,且依赖于最大切应力幅的临界平面法的准则对于存在相位差的情况预测偏小,新的准则应该考虑平均应力的影响,并指出了已有准则对于存在相位差及平均应力的多轴疲劳问题描述的不足。此外,近几年许多学者^[16-19]在研究多轴疲劳问题时,都着重考虑了平均应力及相位差的影响。

本文通过对航空常用材料 30CrMnSiA 钢开展中寿命区拉扭复合疲劳试验,研究平均应力对多轴疲劳寿命的影响规律;通过对不同的临界面准则的预测结果进行对比分析,讨论各临界面方法的适用性;最后针对试验加载情况进行应力分析,讨论了以最大切应力幅值平面为临界面的线性组合准则的一些缺陷。

1 多轴疲劳试验材料和试件

试验研究所用的材料为 30CrMnSiA 高强钢。材料化学成分及质量分数为:C(0.31%)、Mn(0.85%)、Si(0.99%)、S(0.009%)、P(0.01%)、Ni(0.05%)、Cr(0.87%)、W(0.01%)、Mo(0.02%)、V(0.01%)、Cu(0.18%)、Ti(0.003%)、Fe(余量)。试件的形式参照国标《金属材料 疲劳试验 轴向力控制方法》(GB/T 3075-2008)及《金属材料 扭矩控制疲劳试验方法》(GB/T 12243-2007)设计,采用漏斗状试件,尺寸如图 1 所示,试件的试验段表面粗糙度小于 0.02,以减小试验结果的分散性。通过前期开展的试验已经得到 30CrMnSiA 高强钢材料的疲劳及静力性能如表 1 所示,其中 E 为弹性模量, G 为切变模量, σ_u 为拉伸强度, σ_y

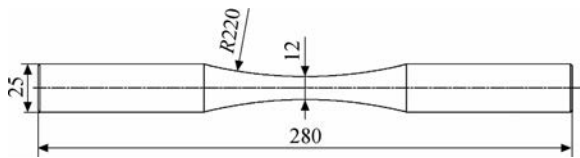


图 1 疲劳试件尺寸(单位:mm)
Fig. 1 Shape and dimensions of the specimens (unit: mm)

表 1 30CrMnSiA 钢力学性能
Table 1 Mechanical properties of 30CrMnSiA steel

E/GPa	σ_y/MPa	σ_u/MPa	σ_{-1}/MPa	σ'_f/MPa
207	1196	1334	617	1443
b	G/GPa	τ_{-1}/MPa	τ'_f/MPa	c
-0.0585	77.2	352	1213	-0.0853

为拉伸屈服强度, $\tau_{0.3}$ 为扭转屈服强度, τ_u 为扭转强度, τ_{-1} 为扭转疲劳极限, σ_{-1} 为拉伸疲劳极限, σ'_f 和 τ'_f 分别为单轴拉压和纯扭加载下的疲劳强度系数, b 和 c 分别为单轴拉压和纯扭加载下的疲劳强度指数。

拉扭复合加载疲劳试验所用设备为 PLS-200/1500 电液伺服拉扭组合疲劳试验机, 试验环境为室温大气, 试验控制方式为应力控制, 加载频率为 2~3 Hz。疲劳破坏定义为试件的完全断裂, 试验采用正弦波等幅加载, 具体如下:

$$\sigma_x(t) = \sigma_{x,a} \sin \omega t + \sigma_{x,m} \tag{1}$$

$$\tau_{xy}(t) = \tau_{xy,a} \sin(\omega t - \delta) + \tau_{xy,m} \tag{2}$$

$$\lambda = \tau_{xy,a} / \sigma_{x,a} \tag{3}$$

式中 $\sigma_x(t)$ 为轴向应力, $\sigma_{x,a}$ 为轴向应力幅, $\sigma_{x,m}$ 为平均拉伸应力, $\tau_{xy}(t)$ 为切应力, $\tau_{xy,a}$ 为切应力幅, $\tau_{xy,m}$ 为平均切应力, δ 为相位差。 λ 为应力幅比, 试验中选取的应力幅比为 $\lambda=1$ 。试验中, 多轴加载情况下的应力幅为 $\sigma_{x,a} = \tau_{xy,a} = 357.5 \text{ MPa}$, 施加的平均应力如表 2 所示, 对于不同平均应力下的加载情况以“case *”表示, 每种加载状态下测试了 3~4 件试件。

表 2 多轴疲劳试验中施加的平均应力
Table 2 Mean stress in multiaxial fatigue test

$\delta/$ (°)	$\tau_{xy,m}/$ MPa	$\sigma_{x,m}/\text{MPa}$				
		0	100	200	300	400
0	0	case 1	case 2	case 3	case 4	case 5
	200	case 6		case 9		case 11
	300	case 7		case 10		case 12
	400	case 8				
90	0	case 13		case 14		
	200	case 15		case 16		

2 分析与讨论

2.1 试验结果分析

多轴疲劳试验结果如图 2~图 6 所示, 图中

空心符号表示相应应力下的试验寿命, 相同的实心符号表示该应力状态下的中值寿命, $N_{f,e}$ 为试验疲劳寿命。

平均拉伸应力对 30CrMnSiA 钢多轴疲劳寿命的影响如图 2 所示。当相位差 $\delta=0^\circ$ 时, 轴向平均拉伸应力 $\sigma_{x,m}$ 从 0 MPa 增大到 200 MPa 时, 疲劳寿命的降低约 9.5%; 增大到 400 MPa 后疲劳寿命下降趋势很明显, 疲劳寿命值较 $\sigma_{x,m}=0 \text{ MPa}$ 时降低了 46%。当相位差 $\delta=90^\circ$ 时, 平均拉伸应力 $\sigma_{x,m}$ 由 0 MPa 增加到 200 MPa 时, 疲劳寿命降低了 60%。

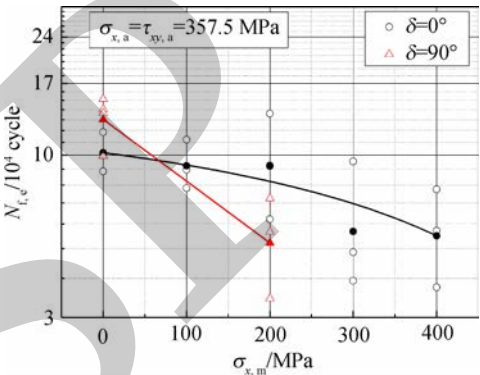


图 2 $\tau_{xy,m}=0 \text{ MPa}$ 时平均拉伸应力对多轴疲劳寿命的影响

Fig. 2 Effect of mean tension stress on multiaxial fatigue life when $\tau_{xy,m}=0 \text{ MPa}$

平均切应力对 30CrMnSiA 钢多轴疲劳寿命的影响如图 3 所示。当相位差 $\delta=0^\circ$ 时, 平均切应力 $\tau_{xy,m}$ 从 0 MPa 增加到 200 MPa 后, 疲劳寿命降低约 3%; 当平均切应力 $\tau_{xy,m}$ 从 200 MPa 增加到 300 MPa 和 400 MPa 后, 疲劳寿命有了明显的降

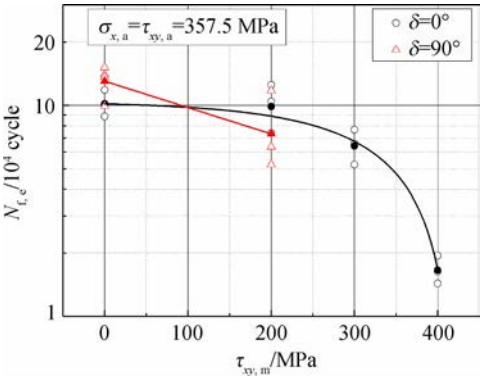


图 3 $\tau_{xy,m}=0 \text{ MPa}$ 时平均切应力对多轴疲劳寿命的影响

Fig. 3 Effect of mean shear stress on multiaxial fatigue life when $\tau_{xy,m}=0 \text{ MPa}$

低,且下降速率在逐渐增大。当相位差 $\delta=90^\circ$ 时,平均切应力 $\tau_{xy,m}$ 由 0 MPa 增加到 200 MPa 时,疲劳寿命降低约 43.9%,较不存在相位差的情况降低更明显。

不同平均切应力下,平均拉伸应力对 30CrMnSiA 钢多轴疲劳寿命的影响如图 4 所示。当平均切应力 $\tau_{xy,m}=0$ MPa 和 $\tau_{xy,m}=200$ MPa 时,随着轴向平均拉伸应力 $\sigma_{x,m}$ 从 0 MPa 增大到 400 MPa,疲劳寿命在逐渐降低。当平均切应力 $\tau_{xy,m}=300$ MPa 时,轴向平均拉伸应力 $\sigma_{x,m}$ 从 0 MPa 增大到 200 MPa 时,疲劳寿命略有降低;而轴向平均拉伸应力 $\sigma_{x,m}$ 从 200 MPa 增大到 400 MPa 时,疲劳寿命降低趋势更加明显。试验结果显示,在应力幅比 $\lambda=1$ 时,各级平均切应力下,疲劳寿命随着平均拉伸应力的增加而逐渐降低。

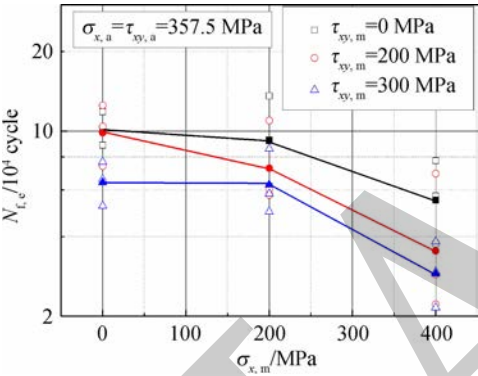


图 4 $\delta=0^\circ$ 时不同平均切应力下平均拉伸应力对多轴疲劳寿命的影响

Fig. 4 Effect of mean tension stress on multiaxial fatigue life when $\delta=0^\circ$ under different mean shear stresses

不同平均拉伸应力下 30CrMnSiA 钢多轴疲劳寿命随平均切应力的变化如图 5 所示。当轴向平均拉伸应力 $\sigma_{x,m}=0$ MPa 时,平均切应力 $\tau_{xy,m}$ 由 0 MPa 增大到 200 MPa 后疲劳寿命降低趋势不明显;而平均切应力 $\tau_{xy,m}$ 由 200 MPa 增大到 400 MPa 后疲劳寿命降低趋势则变得非常明显。当轴向平均拉伸应力 $\sigma_{x,m}=200$ MPa 和 $\sigma_{x,m}=400$ MPa 时,平均切应力 $\tau_{xy,m}$ 从 0 MPa 增大到 400 MPa 的过程中疲劳寿命降低。

不同平均应力下相位差对 30CrMnSiA 钢多轴疲劳寿命的影响如图 6 所示。试验结果表明,不存在平均应力时,相位差 δ 由 0° 增大到 90° 时疲劳寿命增加;存在平均应力时($\sigma_{x,m}$ 与 $\tau_{xy,m}$ 不同时为 0 MPa),相位差 δ 由 0° 增大到 90° 时疲劳寿命降低。

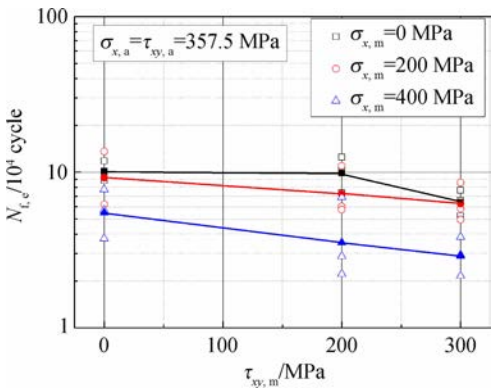


图 5 $\delta=0^\circ$ 时不同平均拉伸应力下平均切应力对多轴疲劳寿命的影响

Fig. 5 Effect of mean shear stress on multiaxial fatigue life when $\delta=0^\circ$ under different mean tension stresses

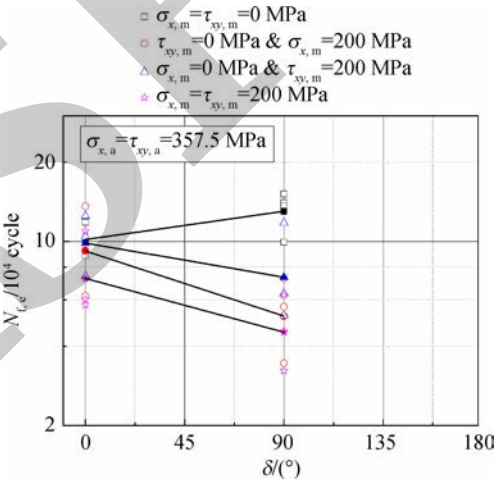


图 6 存在平均应力时相位差对多轴疲劳寿命的影响

Fig. 6 Effect of phase difference on multiaxial fatigue life when mean stress exists

2.2 寿命预测对比分析

本文的研究主要选用不同的临界面准则对不同加载情况下多轴疲劳试验结果进行寿命分析及早期裂纹萌生方向的预测进行对比分析。各准则的参数说明如下: $\tau_{n,a}$ 为临界面上的切应力幅值, $\sigma_{n,max}$ 为临界面上的最大正应力, $\Delta\gamma_{max}$ 为切应变变程, k 为材料常数, $N_{f,p}$ 为预测疲劳寿命。

Findley、Karolczuk 等^[7,20] 准则认为疲劳破坏发生在切应力幅值与最大正应力组合最大的平面上,提出的准则如下:

$$(\tau_{n,a} + k\sigma_{n,max})_{max} = f(N_{f,p}) \tag{4}$$

对于有限寿命区

$$(\tau_{n,a} + k\sigma_{n,max})_{max} = \tau'_f(2N_{f,p})^c \tag{5}$$

其中 $k = \frac{2 - \frac{\sigma_{-1}}{\tau_{-1}}}{2\sqrt{\frac{\sigma_{-1}}{\tau_{-1}} - 1}}$.

McDiarmid^[10-11] 准则以最大切应力变幅 (MSSA) 平面作为临界面, 提出将临界面上切应力幅值与最大正应力线性组合的准则如下:

$$\frac{\tau_{n,a}}{\tau_{-1}} + \frac{\sigma_{n,max}}{2\sigma_u} = 1 \tag{6}$$

作者在文献[11]中提出了有限寿命区寿命预测模型如下:

$$\tau_{n,a} + \tau_{-1} \frac{\sigma_{n,max}}{2\sigma_u} = \tau'_f (2N_{f,p})^c \tag{7}$$

Fatemi-Socie^[21-22] 准则建议用最大切应变平面上的最大法向应力代替法向应变, 以反映材料附加循环强化对疲劳寿命的影响, 其准则形式为

$$\frac{\Delta\gamma_{max}}{2} \left(1 + k \frac{\sigma_{n,max}}{\sigma_y} \right) = f(N_{f,p}) \tag{8}$$

该准则同样适用于宏观循环变形主要为线弹性的高周疲劳, 忽略塑性应变使用线性应力-应变关系计算应变, 得到的应力多轴疲劳准则如下:

$$\tau_{n,a} \left(1 + k \frac{\sigma_{n,max}}{\sigma_y} \right) = f(N_{f,p}) \tag{9}$$

其中近似求解 $k = 0.31\sigma_y/\sigma'_f (2N_{f,p})^b$.

Susmel、Lazzarin 等^[13-14] 准则采用 MSSA 平面为临界面, 提出与双参数 Wöhler 曲线相结合的准则如下:

$$\tau_{n,a} + \left(\tau_{-1} - \frac{\sigma_{-1}}{2} \right) \frac{\sigma_{n,max}}{\tau_{n,a}} = \tau_{-1} \tag{10}$$

其寿命预测将计算得到的切应力幅值与修正的 Wöhler 曲线相结合进行寿命预测。

由以上临界面准则的简单回顾可以看到, 主要的临界面有 MSSA 平面 (McDiarmid 准则、Fatemi-Socie 准则及 Susmel 准则) 及应力分量组合最大的平面 (Findley 准则)。需要说明的是, 基于 Papadopoulos 等^[12] 的理论推导, 对于拉扭复合加载, 会存在两个 MSSA 平面, 此时选择存在较大正应力的平面作为临界面。选用上述模型对多轴疲劳试验结果进行寿命预测, 如图 7~图 9 所示, 图中虚线为 2 倍的寿命分散带, 试验寿命取每种加载情况下的中值寿命。

图 7 可以看到各模型对于仅存在平均拉伸应力的试验结果预测均偏向于保守。在存在 200 MPa 的平均应力时, 随着相位差由 0° 增大到 90° (图中箭头所示), 各模型的预测结果均增大, 这与试验得到的结果是相反的。

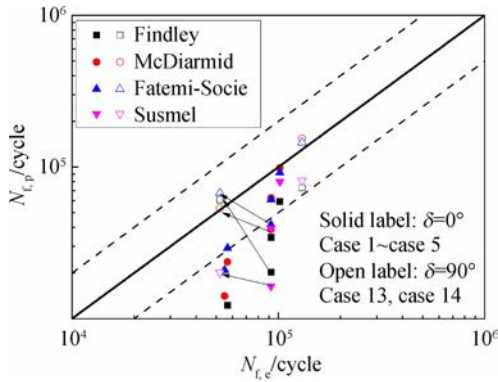


图 7 仅存在平均拉伸应力时各模型的预测结果与试验结果对比

Fig. 7 Comparison between the predicted results of different criteria and the experimental results when mean tension stress exists

图 8 可以看到, 对于仅存在平均切应力的情况, 当存在 90° 相位差时 (即 case 13 和 case 15), McDiarmid 准则, Fatime-Socie 准则及 Susmel 准则的预测结果无法区分平均切应力对疲劳寿命的影响。当存在 200 MPa 的平均切应力时, 随着相位差由 0° 增加到 90°, 各模型的预测结果均增大, 这同样与试验结果是相反的。

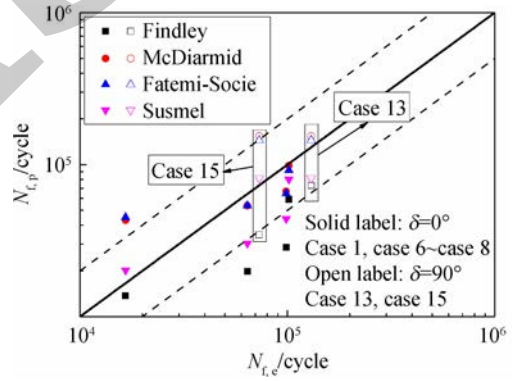


图 8 仅存在平均切应力时各模型的预测结果与试验结果对比

Fig. 8 Comparison between the predicted results of different criteria and the experimental results when mean shear stress exists

图 9 可以看到, 当同时存在平均拉伸应力与平均切应力时, Findley 准则与 Susmel 准则的预测结果均偏保守; McDiarmid 准则与 Fatemi-Socie 准则的预测结果基本都处于两倍分散带以内。当存在 400 MPa 的平均拉伸应力时, 随着平均切应力由 200 MPa 增加到 300 MPa, 各模型的预测结果均表现出寿命增加的特征, 这与试验得到的结果是相反的。当存在 200 MPa 的平均应力时,

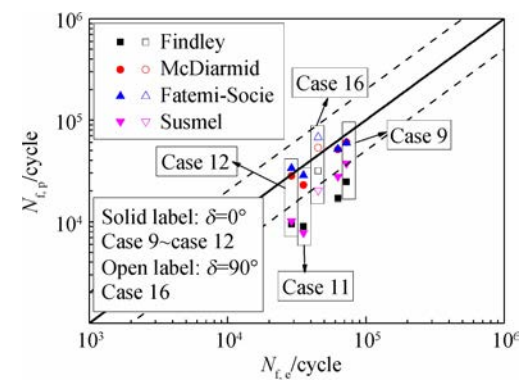


图 9 平均拉伸应力和平均切应力同时存在时各模型的预测结果与试验结果对比

Fig. 9 Comparison between the predicted results of different criteria and the experimental results when both mean tension and shear stress exist

随着相位差由 0° 增加到 90° , Findley 准则及 Fatemi-Socie 准则的预测结果均增加, 这与试验得到的结果是相反的, McDiarmid 准则与 Susmel 准则预测结果的规律与试验结果相符。

通过以上分析可以知道, 对于 30CrMnSiA 钢, Findley 准则及 Susmel 准则都过大的估计了平均拉伸应力及平均切应力对多轴疲劳寿命的影响; McDiarmid 准则与 Fatemi-Socie 准则过大的估计了平均拉伸应力对多轴疲劳寿命的影响, 而在同时存在平均拉伸应力与平均切应力时, 两种模型的预测结果较好。对于所有的多轴加载形式, 各模型均或多或少的存在一些缺陷。

2.3 临界面方向研究

对疲劳破坏后的试件进行初始裂纹的起裂角度测量, 如图 10 所示。此外, 对临界面方向角度 φ 的定义如图 11 所示。

图 12 所示为不同加载状态下试件初始裂纹起裂角度测量值与各准则的临界面方向的对比。对于 case 13~case 16 的情况, 当相位差 $\delta=90^\circ$

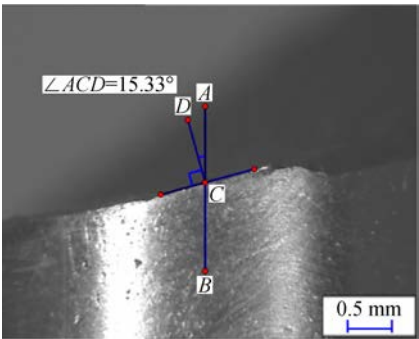


图 10 初始裂纹角度测量

Fig. 10 Measure angle of the initial surface crack

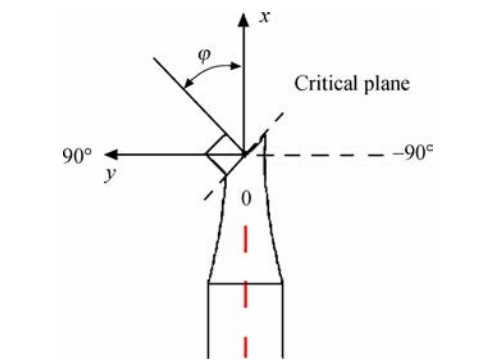


图 11 临界面方向定义

Fig. 11 Definition of the critical plane direction

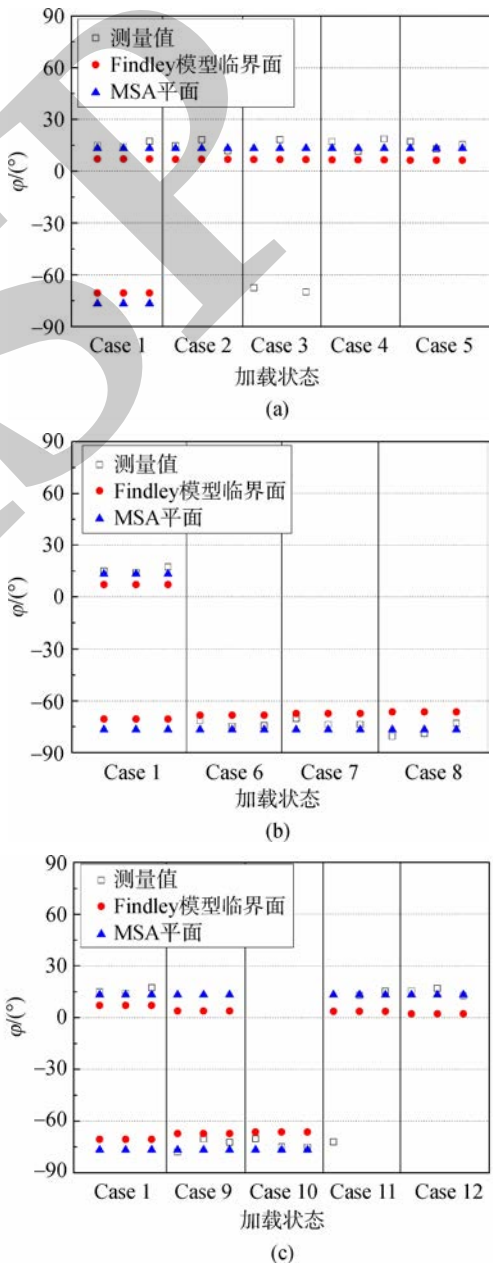


图 12 初始裂纹角度测量与不同临界面方向理论值的对比
Fig. 12 Comparison measured angle of the initial surface crack with theoretical direction of different critical planes

时,Findley 准则临界面与 MSSA 临界面重合($\varphi=0^\circ$),测量得到的初始起裂角度处于 $-3^\circ\sim3^\circ$ 之间,此处不在进行对比分析。

由图 12 可以看出,对于 30CrMnSiA 钢材料,在多轴加载情况下,试件裂纹初始起裂的方向更接近 MSSA 平面。

综合以上分析可以知道,30CrMnSiA 高强度材料在多轴加载下初始裂纹起裂的角度更接近最大切应力幅值平面。

2.4 基于 MSSA 临界面准则的讨论

对于采用 MSSA 平面上切应力幅 $\tau_{n,a}$ 与最大正应力 $\sigma_{n,\max}$ 线性组合的准则(McDiarmid 准则、Fatime-Socie 准则及 Susmel 准则),其一般形式可以表达为 $D=\tau_{n,a}+k\sigma_{n,\max}$ 。基于 Papadopoulos 的推导,对于给定的 δ 和应力幅比 λ ,任意平面上的正应力幅值 $\sigma_{n,a}$ 和切应力幅值 $\tau_{n,a}$ 仅与施加的拉扭应力幅值 $\sigma_{x,a}$ 和 $\tau_{xy,a}$ 相关,仅改变平均应力 $\sigma_{x,m}$ 和 $\tau_{xy,m}$ 的大小不影响给定平面上的 $\sigma_{n,a}$ 和 $\tau_{n,a}$ 的大小。两个 MSSA 平面方向分别为

$$\varphi_1^*=-\arctan[4\lambda\cos\delta/(4\lambda^2-1)]/4\quad(11)$$
$$\varphi_2^*=\pi/2-\arctan[4\lambda\cos\delta/(4\lambda^2-1)]/4\quad(12)$$

对于本文中的研究 $\lambda=1$,在不同的相位差时,计算得到的两个 MSSA 平面上的切应力幅值 $\tau_{n12,a}$,正应力幅值 $\sigma_{n1,a}$ 和 $\sigma_{n2,a}$,以及两个 MSSA 平面上正应力均值 $\sigma_{n1,m}$ 和 $\sigma_{n2,m}$ 如表 3 所示。

表 3 $\lambda=1$ 时不同相位差下最大切应力幅值平面上的应力分量

Table 3 Stress components on the maximum shear stress amplitude plane with different phase angles when $\lambda=1$

参数	$\delta=0^\circ$	$\delta=45^\circ$	$\delta=90^\circ$
$\tau_{n12,a}$	$\sqrt{5}/2\sigma_{x,a}$	$1.068\sigma_{x,a}$	$\sigma_{x,a}$
$\sigma_{n1,a}$	$1/2\sigma_{x,a}$	$0.645\sigma_{x,a}$	$\sigma_{x,a}$
$\sigma_{n2,a}$	$1/2\sigma_{x,a}$	$0.645\sigma_{x,a}$	0
$\sigma_{n1,m}$	$0.947\sigma_{x,m}-$	$0.908\sigma_{x,m}-$	$\sigma_{x,m}$
	$0.447\tau_{xy,m}$	$0.577\tau_{xy,m}$	
$\sigma_{n2,m}$	$0.053\sigma_{x,m}+$	$0.092\sigma_{x,m}+$	0
	$0.447\tau_{xy,m}$	$0.577\tau_{xy,m}$	

对于不存在平均应力的情况,临界面上的应力线性组合为

$$D_{\delta=0^\circ}=\tau_{n,a}+k\sigma_{n,\max}=\left(\frac{\sqrt{5}}{2}+\frac{1}{2}k\right)\sigma_{x,a}\quad(13)$$

$$D_{\delta=90^\circ}=(1+k)\sigma_{x,a}\quad(14)$$

当系数 $k<0.237$ 时,相位差由 0° 变为 90° 时,损伤参量 D 减小,模型的预测寿命变长。图 13 所示为三种准则 k 值随寿命的变化,可以看到,当疲劳寿命处于 10^5 循环左右时,三种模型的 k 值均小于 0.237,预测寿命随相位差的变化与试验结果相符合。

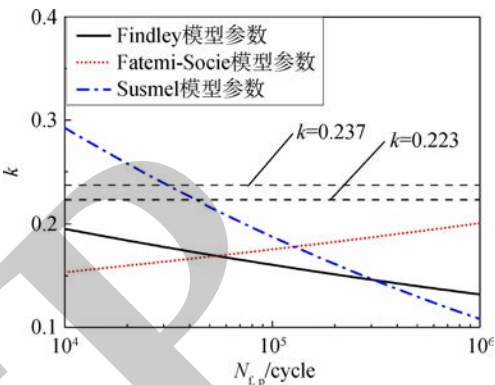


图 13 不同准则中系数 k 的变化
Fig. 13 Variation of coefficient k in different criteria

对于存在平均应力的情况,损伤参量表示为($\delta=0^\circ$ 时取两者中较大值)

$$D_{\delta=0^\circ}=\frac{\sqrt{5}}{2}\sigma_{x,a}+\frac{1}{2}k\sigma_{x,a}+k\sigma_{n1,m}\text{ 或}$$
$$D_{\delta=0^\circ}=\frac{\sqrt{5}}{2}\sigma_{x,a}+\frac{1}{2}k\sigma_{x,a}+k\sigma_{n2,m}\quad(15)$$

$$D_{\delta=90^\circ}=\sigma_{x,a}+k\sigma_{x,a}+k\sigma_{x,m}\quad(16)$$

对于 $\delta=0^\circ$ 的情况,当仅存在平均拉伸应力 $\sigma_{x,m}$ 或平均切应力 $\tau_{xy,m}$ 时,会在临界面上产生一个正的平均拉伸应力,使得损伤参量 D 变大,预测寿命变短。由图 7 可以看到,当仅存在平均拉伸应力时,4 种模型均较大的估计了平均拉伸应力存在引起的损伤,使得预测寿命偏保守。

对于 $\sigma_{x,m}=200\text{ MPa}$, $\tau_{xy,m}=0\text{ MPa}$ 的情况,当 $k<0.223$ 时,相位差由 0° 变为 90° 时,损伤参量 D 变小,会使得预测寿命变长;而此时三种模型的 k 值均小于 0.223,因此预测寿命随相位差的变化与试验结果不符。对于 $\tau_{xy,m}=200\text{ MPa}$, $\sigma_{x,m}=0\text{ MPa}$ 的情况,当 $k<0.472$ 时,相位差由 0° 变为 90° 后,损伤参量 D 变小,会使得预测寿命变长,这与试验结果同样是不符的。此外,在相位差为 90° 时,MSSA 平面上没有切应力均值 $\tau_{xy,m}$ 的分量,因此该类方法无法考虑到 90° 情况下的平均切应力的影响。

当平均拉伸应力和平均切应力同时存在时,

对于 $\delta=0^\circ$ 的情况,两个 MSSA 平面上的切应力幅值 $\tau_{n,a}$ 与正应力幅值 $\sigma_{n,a}$ 相等,对正应力的均值去量纲化,除以 $\sigma_{x,a}$,令 $r_1 = \sigma_{x,m}/\sigma_{x,a}$, $r_2 = \tau_{xy,m}/\sigma_{x,a}$, $j = \frac{\tau_{xy,m}}{\sigma_{x,m}}$, $r_2 = j \cdot r_1$ 。可以得到两个 MSSA 平面上的正应力均值分别为

$$\sigma_{n1,m} = r_1(0.947 - 0.447j)\sigma_{x,a} \tag{17}$$

$$\sigma_{n2,m} = r_1(0.053 + 0.447j)\sigma_{x,a} \tag{18}$$

当 r_1 固定不变时,设 $S_1 = 0.947 - 0.447j$, $S_2 = 0.053 + 0.447j$ 。两个 MSSA 平面上的损伤参量 D 表示为

$$D_{1,\delta=0^\circ} = \left(\frac{\sqrt{5}}{2} + \frac{1}{2}k + \frac{1}{2}kr_1S_1\right)\sigma_{x,a} \tag{19}$$

$$D_{2,\delta=0^\circ} = \left(\frac{\sqrt{5}}{2} + \frac{1}{2}k + \frac{1}{2}kr_1S_2\right)\sigma_{x,a} \tag{20}$$

则两个 MSSA 平面上的 S_1 和 S_2 的大小变化如图 14 所示,存在一个转折点 T ,对于固定的平均拉伸应力 $\sigma_{x,m}$,当平均切应力 $\tau_{xy,m}$ 增大时, j 随之增大。当 $j < T$ 时,临界面为 1 面,临界面上损伤参量随着切应力均值的增加而减小。因此采用 MSSA 平面作为临界面的准则对于存在平均拉伸应力 400 MPa 时,随着平均切应力由 200 MPa 增加到 300 MPa 时,预测寿命变长,这与试验结果相悖。当 $j > T$ 时,临界面为 2 面,临界面上正应力均值随着切应力均值的增加而增加;因此采用 MSSA 平面作为临界面的准则对于存在平均拉伸应力为 200 MPa 时,随着平均切应力由 200 MPa 增加到 300 MPa 时,预测寿命变短,此种情况与试验结果规律相符。

对于 $\delta=0^\circ$ 、 $\lambda=1$ 的加载情况,当平均切应力 $\tau_{xy,m}$ 不变时,随着平均拉伸应力 $\sigma_{x,m}$ 的增大, j 的值变小,此时可能会存在两个点 P 和 Q ,平均拉伸应力增大,而临界面上的损伤参量 D 值减小,

预测寿命变长,显然这是不符合实际情况的。
综合以上分析可以看到,采用 MSSA 平面上的切应力幅值与最大正应力线性组合作为损伤参量时,不能完全正确的反应实际的损伤量,应当适当的减小 MSSA 平面上平均拉伸应力的影响系数 k ,并引入平均切应力对损伤的影响。

3 结 论

- 通过开展存在平均应力及相位差的多轴疲劳试验研究及理论分析,可以得到以下结论:
- 1) 试验研究表明,在中寿命区,无论是平均拉伸应力还是平均切应力,其存在均会对 30CrMnSiA 钢的多轴疲劳寿命产生不利的影响;当不存在平均应力时,相位差由 0° 变为 90° 后,疲劳寿命变长,当存在平均应力时,相位差由 0° 变为 90° 后疲劳寿命变短;
 - 2) 采用 MSSA 平面上的切应力幅值与最大正应力线性组合的准则进行寿命预测发现,对于一些存在平均应力的情况,随着平均应力的增大,预测结果与试验结果相反;且相位差为 90° 时,该类准则无法区分平均切应力对疲劳寿命的影响;
 - 3) 多轴加载情况下的 30CrMnSiA 钢的初始裂纹方向与存在较大正应力的最大切应力幅平面方向接近;
 - 4) 通过理论分析发现,对于采用 MSSA 平面上的切应力幅值与最大正应力的线性组合作为损伤参量的准则不能完全正确的反应实际的损伤量。

参考文献:

[1] 时新红,鲍蕊,张建宇,等.多轴高周疲劳失效准则的对比分析[J].航空动力学报,2008,23(11):2007-2015.
SHI Xinhong, BAO Rui, ZHANG Jianyu, et al. Comparative study of multiaxial high-cycle fatigue prediction criteria[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(11): 2007-2015. (in Chinese)

[2] DOWLING N E, CALHOUN C A, ARCARI A. Mean stress effects in stress-life fatigue and the Walker equation [J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2010, 32(3): 163-179.

[3] NIESŁONY A, BÖHM M. Mean stress effect correction using constant stress ratio S-N curves [J]. International Journal of Fatigue, 2013, 52: 49-56.

[4] DAVOLI P, BERNASCONI A, FILIPPINI M, et al. Independence of the torsional fatigue limit upon a mean shear stress[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(6): 471-480.

[5] KALLMEYER A R, KRGO A, KURATH P. Evaluation

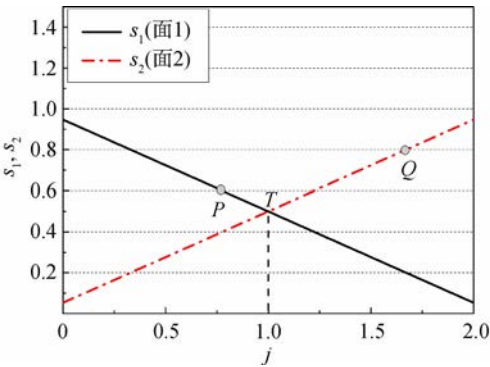


图 14 两个 MSSA 平面上 S_1 和 S_2 的变化
Fig. 14 Variation of S_1 and S_2 on the two MSSA planes

- of multiaxial fatigue life prediction methodologies for Ti-6Al-4V[J]. *Journal of Engineering Materials and Technology*, 2002, 124(2): 229-237.
- [6] GARUD Y S. Multiaxial fatigue; a survey of the state of the art[J]. *Journal of Testing and Evaluation*, 1981, 9(3): 165-178.
- [7] FINDLEY W N. Combined-stress fatigue strength of 76S-T61 aluminum alloy with superimposed mean stresses and corrections for yielding[R]. NACA TN 2924, 1953.
- [8] SINES G. Failure of materials under combined repeated stresses with superimposed static stresses[R]. NACA TN 3495, 1955.
- [9] SINES G, OHGI G. Fatigue criteria under combined stresses or strains[J]. *Journal of Engineering Materials and Technology*, 1981, 103(2): 82-90.
- [10] MCDIARMID D L. Fatigue under out-of-phase biaxial stresses of different frequencies[M]. West Conshohocken, PA: ASTM International, 1985.
- [11] MCDIARMID D L. Fatigue under out-of-phase bending and torsion[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 1987, 9(6): 457-475.
- [12] PAPADOPOULOS I V, DAVOLI P, GORLA C, et al. A comparative study of multiaxial high-cycle fatigue criteria for metals[J]. *International Journal of Fatigue*, 1997, 19(3): 219-235.
- [13] SUSMEL L, TOVO R, LAZZARIN P. The mean stress effect on the high-cycle fatigue strength from a multiaxial fatigue point of view[J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27(8): 928-943.
- [14] LAZZARIN P, SUSMEL L. A stress-based method to predict lifetime under multiaxial fatigue loadings[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2003, 26(12): 1171-1187.
- [15] PAPUGA J. A survey on evaluating the fatigue limit under multiaxial loading[J]. *International Journal of Fatigue*, 2011, 33(2): 153-165.
- [16] 杨俊, 李承彬, 谢寿生. 基于最大损伤临界平面多轴疲劳寿命预测方法[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(12): 2783-2790. YANG Jun, LI Chengbin, XIE Shousheng. Multiaxial fatigue life prediction method based on maximum damage critical plane[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(12): 2783-2790. (in Chinese)
- [17] WANG C, SHANG D G, WANG X W. A new multiaxial high-cycle fatigue criterion based on the critical plane for ductile and brittle materials[J]. *Journal of Materials Engineering & Performance*, 2015, 24(2): 816-824.
- [18] HOU S Q, CAI X J, XU J Q. A life evaluation formula for High cycle fatigue under uniaxial and multiaxial loadings with mean stresses[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2015, 93: 229-239.
- [19] JANOUŠEK J, BALDA M, CHOCHOLOUŠEK M. Influence of combined mean stresses on lifetime under high-cycle fatigue[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2015, 732: 107-110.
- [20] KAROLCZUK A, KLUGER K, ŁAGODA T. A correction in the algorithm of fatigue life calculation based on the critical plane approach[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 83: 174-183.
- [21] SOCIE D F, MARQUIS G B. Multiaxial fatigue[M]. Warrendale, PA: Society of Automotive Engineers, 2000.
- [22] MAKTOUF W, AMMAR K, NACEUR I B, et al. Multiaxial high-cycle fatigue criteria and life prediction: application to gas turbine blade[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 92: 25-35.

(编辑: 李岩梅)