

# GH4169 机匣安装座环形焊缝 多轴疲劳寿命预测模型

吴振豪, 刘鹏飞

(中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵阳, 550081)

**摘要:** 针对航空发动机机匣安装座焊接结构在复杂载荷作用下的多轴疲劳寿命研究, 提出了一种基于临界平面法的多轴疲劳寿命预测模型研究方法。首先, 根据机匣安装座环形焊缝的结构特征, 设计了一种可以实现双轴拉伸的疲劳试验件, 分别在不同载荷级和双轴比下进行双轴拉伸疲劳试验, 然后, 基于临界平面法的 Findley 和 Matake 准则下分别预测疲劳寿命。结果表明, 两种准则并不能很好地预测不同双轴比下的机匣安装座环形焊缝疲劳寿命, 通过对 Matake 准则下的疲劳寿命预测模型进行调整, 引入双轴比  $\gamma$  对其进行修正, 最终建立了能综合考虑不同双轴比影响的双轴拉伸疲劳寿命预测模型, 预测结果均在 3 倍分散带以内。

**创新点:** (1) 设计了一种带有机匣安装座环形焊缝结构特征的双轴拉伸疲劳试验件。  
(2) 提出了能综合考虑不同双轴比影响的双轴拉伸疲劳寿命预测模型。

**关键词:** 机匣安装座; 环形焊缝; 多轴疲劳; 临界面法

中图分类号: TG 405 文献标识码: A doi: 10.12073/j.hjxb.20230609002

## Prediction model of multiaxial fatigue life of circular weld of GH4169 casing mounting seat

WU Zhenhao, LIU Pengfei

(AECC Guiyang Engine Design Research Institute, Guiyang, 550081, China)

**Abstract:** Aiming at multiaxial fatigue life prediction model research on the welded structure of aviation engine casing mounting seat under complex loads, a fatigue life prediction model based on critical plane method is proposed. Firstly, based on the structural characteristics of circular weld of the casing mounting seat, a fatigue biaxial tensile specimen was designed, and biaxial tension fatigue tests were conducted at different load levels and biaxial ratios. Then, based on the critical plane method of Findely and Matake criteria, the fatigue life was predicted separately, and the results showed that the two criteria could not effectively predict the fatigue life of circular weld of the casing mounting seat under different biaxial ratios, by introducing the biaxial ratio  $\gamma$  to adjust the fatigue life prediction model under the Matake criterion, a biaxial tensile fatigue life prediction model was established that can comprehensively consider the effects of different biaxial ratios, and the predicted results are within a 3-fold dispersion band.

**Highlights:** (1) A fatigue biaxial tensile specimen with the structural characteristics of circular weld of the casing mounting seat was designed.

(2) A biaxial tensile fatigue life prediction model that comprehensively considers the effects of different biaxial ratios was proposed.

**Key words:** casing mounting seat; circular weld; multiaxial fatigue; critical plane method

## 0 序言

航空发动机上各种功能用途的安装座大多通过焊接与机匣壳体相连接,在实际工作当中,机匣壳体会承受多种载荷的周期性作用,从而导致这些安装座的环形焊缝很容易成为多轴疲劳破坏的薄弱部位,因此,精确评估机匣安装座环形焊缝在复杂载荷下的多轴疲劳寿命,对于提高发动机结构强度和可靠性有非常重要的意义。

常用的焊接接头疲劳寿命预测方法主要包括：名义应力法、局部应力应变法<sup>[1]</sup>、热点应力法<sup>[2]</sup>、场强法<sup>[3]</sup>、断裂力学法<sup>[4]</sup>等，这些方法运用简单且实用，但是不能表征焊接接头多轴疲劳的损伤机理，随着 Brown 等人<sup>[5]</sup>提出临界面法后，多轴疲劳寿命研究的主要方法开始逐步转变成临界面法，相较于传统的疲劳寿命预测方法，临界面法更能解释焊接接头的多轴疲劳损伤机理，也更具有现实的物理意义。

根据工程实际的需要,目前较为广泛的是针对焊接接头拉-扭多轴疲劳寿命的研究,王霄翔<sup>[6]</sup>、顾明恒<sup>[7]</sup>、刘亮<sup>[8]</sup>分别进行了3种材料的真空电子束焊接头薄壁圆管件的拉-扭多轴疲劳试验,通过临界面法研究了焊接接头的多轴疲劳寿命,而针对弯-扭多轴疲劳试验研究焊接接头多轴疲劳寿命,则主要以角接接头为主;赵一阳<sup>[9]</sup>、邬婷<sup>[10]</sup>提出一种多轴疲劳寿命预测方法,分别选用十字和T形焊接接头、法兰管焊接结构作为研究对象,通过有限元数值模拟方法计算弯-扭组合加载下的疲劳寿命,通过与单轴试验的数据结果进行对照,证明该预测方法的有效性;刘健<sup>[11]</sup>选取4种焊接接头试件进行弯-扭多轴疲劳试验,采用缺口应力法和多轴疲劳准则预测不同焊接接头试件的多轴疲劳寿命,而关于采用双轴拉伸疲劳试验研究焊接结构的多轴疲劳,主要以研究疲劳裂纹扩展规律为主;Abecassis等人<sup>[12]</sup>通过异种金属焊接接头以及这两种材料焊接接头的十字形双轴拉伸试件的等双轴拉伸疲劳载荷下的疲劳试验,研究了I+II型裂纹组合对疲劳裂纹行为的影响规律;Koji等人<sup>[13]</sup>通过不同相位条件下的双轴拉伸疲劳试验,研究了角接接头的双轴载荷下疲劳裂纹扩展行为;Shanyavskiy<sup>[14]</sup>提出使用十字形双轴拉伸焊接试件来模拟薄壁压力容器筒体焊缝应力状态,利用J积分、应变能原理研究了焊

### 接件在双轴拉伸疲劳载荷下的疲劳裂纹扩展规律.

国内外对焊接接头多轴疲劳研究已开展了一些工作,但大都采用拉-扭和弯-扭加载的形式,对于类似于机匣安装座环形焊缝在双轴拉伸载荷下的疲劳寿命研究,还鲜有报道。论文将以 GH4169 环形电子束焊接结构为研究对象,对其双轴拉伸载荷下的疲劳寿命预测方法开展研究,提出一个行之有效的疲劳寿命预测模型研究方法。

## 1 双轴拉伸疲劳试验

## 1.1 试验件

针对航空发动机大型零部件疲劳寿命的分析,由于实际工作时的应力状态较为复杂,仅采用标准件进行疲劳试验无法得到精确可靠的疲劳寿命评估结果<sup>[15]</sup>,而如果直接采用零部件进行试验,则会产生制造成本较高、加工周期长、试验工装难以控制等问题。近年来,国内外研究者通常设计出带结构特征的模拟件,对大型零部件某些重点关注的危险部位的疲劳寿命进行考核<sup>[16-17]</sup>,由于模拟件能够很好反映构件的疲劳损伤特征,从而对零组件的疲劳寿命预测结果有较高的可信度。对于机匣安装座环形焊缝的疲劳性能研究而言,以往大都是以单轴拉伸疲劳试验为主<sup>[18]</sup>,但是单轴疲劳试验并不能真实地反映安装座环形焊缝处的疲劳损伤特征。根据课题组之前的研究成果<sup>[19]</sup>,以传统的十字形双轴试件为基础,针对圆柱形机匣安装座进行改进,设计出带有机匣安装座环形焊缝结构特征的疲劳试验件,如图1所示,试验件轮廓尺寸为144 mm × 144 mm × 3.5 mm,中心试验区的直径为39.5 mm,厚度为1.2 mm,安装座附近环形阴影部位为焊缝区,焊缝直径为29 mm,包含焊缝、熔合区和热影响区。

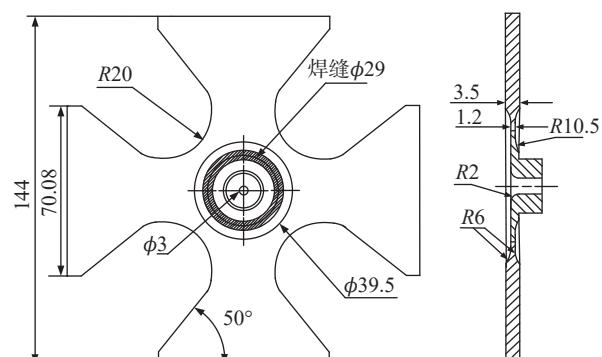


图 1 双轴拉伸试验件 (mm)  
Fig. 1 Geometry of cruciform specimen

的径向宽度为 3 mm, 两相邻夹持臂之间圆弧过渡段半径为 20 mm, 中心试验区正反面减薄过渡倒角半径  $R$  为 6 mm, 安装座结构根部的倒角半径为 10.5 mm, 通孔直径为 3 mm, 夹持臂楔形角度为 50°, 减薄区最外圆的直径为 39.5 mm.

## 1.2 试验件材料

GH4169 高温合金因其在 650 °C 下有极高的屈服强度, 且在焊接加工之后焊接接头有良好的塑性性能, 广泛被运用在航空发动机的高温部件中, 此外, GH4169 高温合金也有较高的耐腐蚀、抗氧化和耐辐射性能, 使得 GH4169 制造的构件能够在复杂的工况条件下, 也有着优异的可靠性以及较高的结构强度, 文中采用 GH4169 加工试验件, 实物图如图 2 所示.

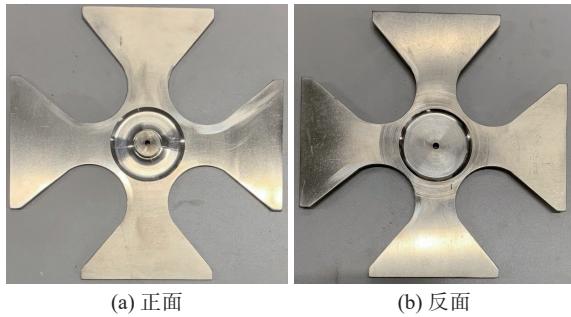


图 2 双轴拉伸试验件实物图

Fig. 2 Physical image of cruciform specimen. (a) front; (b) opposite

## 1.3 试验方案

试验在西安交通大学的机械结构强度与振动国家重点实验室完成, 采用的设备为 MTS Biaxial 平面双轴试验系统, 该试验系统能实现双轴及多轴的拉压、扭转、高低温等复杂加载组合试验, 试验机共 4 个夹头, 水平  $x$  方向 2 个作动器, 坚直  $y$  方向 2 个作动器, 并配有温度环境箱, 如图 3 所示.

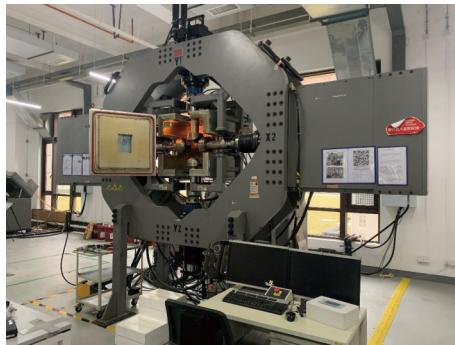


图 3 MTS Biaxial 平面双轴试验系统

Fig. 3 MTS Biaxial Test Frame

双轴拉伸疲劳试验的试验温度为室温, 采用应

力控制, 并且  $x$  轴与  $y$  轴的作动器施加等比例循环载荷, 试验的载荷波形为正弦波, 载荷比  $R = 0.1$ , 由于疲劳寿命主要处于高周范围, 因此试验频率的选择尽量考虑较高试验频率, 加载频率 15 Hz.

试验根据 GH4169 焊接接头力学性能参数设定了 5 个等轴加载 (双轴比  $\gamma = 1$ ) 的载荷水平: (40 kN/40 kN), (33.3 kN/33.3 kN), (26.7 kN/26.7 kN), (21.3 kN/21.3 kN), (16.7 kN/16.7 kN), 此外, 还设定了两种非等轴的加载方式: ( $\gamma = 0.8$ , 26.7 kN/21.4 kN), ( $\gamma = 0.6$ , 26.7 kN/16 kN), 所有施加的具体载荷大小均根据实际加工误差进行修正.

## 2 试验结果

### 2.1 试验结果分析

根据试验结果可知, 试件的疲劳寿命主要在  $10^4$  周次 ~  $10^6$  周次, 由于试验为双轴拉伸疲劳试验, 在拟合 S-N 曲线的时候可以采用 Von Mises 等效应力作为疲劳损伤参量, 将多轴的疲劳损伤等效成单轴的疲劳损伤, 因此, 论文将结合等效应力准则与 Basquin 方程, 建立 S-N 曲线.

$$\lg \sigma = a + b \lg N_f \quad (1)$$

式中:  $N_f$  为疲劳寿命;  $\sigma$  为应力值;  $a$  和  $b$  为拟合参数, 根据不同载荷水平下对应的焊缝处最高等效应力值以及试验结果的有效数据, 采用最小二乘法在双对数坐标系下对数据进行线性回归拟合, 得到双轴拉伸疲劳 S-N 曲线, 如图 4 所示.

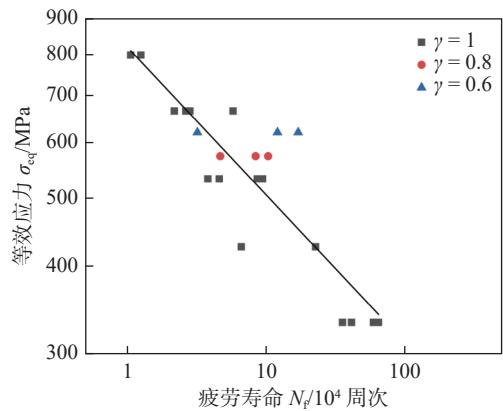


图 4 双轴拉伸试验件 S-N 曲线  
Fig. 4 S-N Curve of cruciform specimen

根据拟合出来的结果, 得到 S-N 曲线方程, 即

$$\lg \sigma = 3.7523 - 0.20998 \lg N_f \quad (2)$$

图 5 为采用等效应力作为疲劳损伤参量试件

疲劳寿命的结果,可以看到双轴比  $\gamma = 0.8$  的预测结果在 3 倍分散带以内,其余两种双轴比均存在部分数据点在 3 倍分散带以外的情况,因此等效应力作为疲劳损伤参量预测双轴拉伸疲劳寿命并不理想。

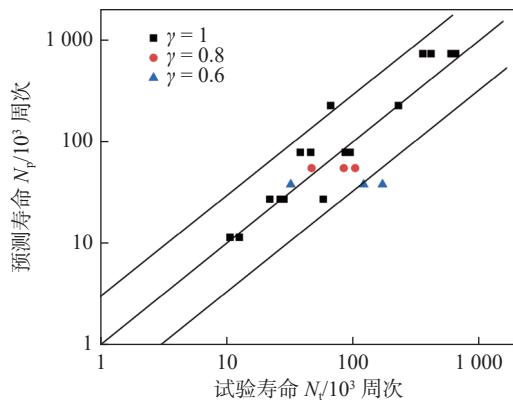


图 5 等效应力准则下疲劳寿命预测结果

Fig. 5 Fatigue life prediction with equivalent stress

## 2.2 宏观断口分析

试验结果显示从焊缝处断裂的试验件,其疲劳断裂过程均位于焊缝上拉伸轴的某点处开始裂纹萌生,沿着环形焊缝向两侧开始扩展,直至最终失稳断裂。图 6 为典型试件的疲劳断裂过程。

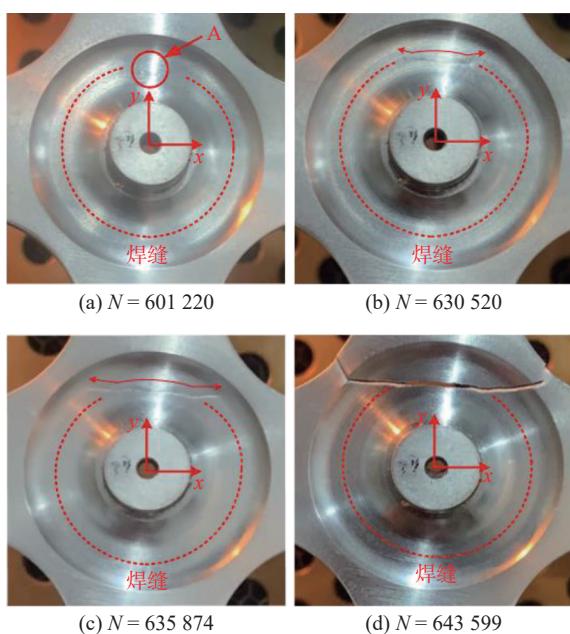


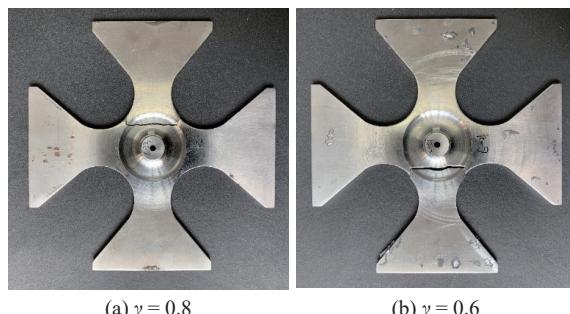
图 6 等轴加载试验件断裂过程示意图

Fig. 6 Fracture process of specimen under equiaxial loading. (a)  $N = 601\ 220$ ; (b)  $N = 630\ 520$ ; (c)  $N = 635\ 874$ ; (d)  $N = 643\ 599$

载荷循环为 601 220 周次时,正  $y$  轴 12 点钟方向焊缝上出现了一处裂纹萌生的地方,图 5(a)中的 A 点,随着循环载荷的继续作用,该处裂纹源沿着焊缝向两侧扩展;载荷循环为 630 520 周次时,裂

纹逐渐扩大并开始向两端圆弧过渡段扩展;载荷循环为 635 874 周次时,裂纹已经趋于断裂并形成一条横向的大裂纹,最后载荷循环为 643 599 周次时完全断裂。

其他有效试验件的裂纹萌生、扩展过程均与此相似,所不同的是萌生点位会在 12 点,3 点,6 点,9 点钟方向随机出现,最终均表现为垂直某一拉伸轴的横向断裂。图 7 是试验件非等轴加载下的断口对接示意图,观察裂纹位置可以发现,裂纹均处于  $x$  轴上,这是由于  $x$  轴施加的载荷高于  $y$  轴,造成  $x$  轴上焊缝的应力水平高于  $y$  轴。通过观察所有试验件断口的对接情况可以发现,焊缝处裂纹两侧断口对接的缝隙较大,而圆弧过渡段的断口齐平且吻合程度较好,说明焊缝处是裂纹的扩展区而圆弧过渡段处为裂纹的瞬断区。



(a)  $\gamma = 0.8$  (b)  $\gamma = 0.6$

图 7 非等轴加载试验件断口对接示意图

Fig. 7 Fracture docking of specimen under unequiaxial loading. (a)  $\gamma=0.8$ ; (b)  $\gamma=0.6$

试验件疲劳断口主要分为疲劳源区、扩展区和瞬断区,图 8 为模拟件典型宏观断口的形貌,观察可知,点 A 处的断口表面相对平整光滑,可以判断该处为裂纹源,点 B 处的断口有凹凸不平的疲劳弧线,可以判断为扩展区,点 C 处的断口表面发白且粗糙,可以判断为瞬断区。

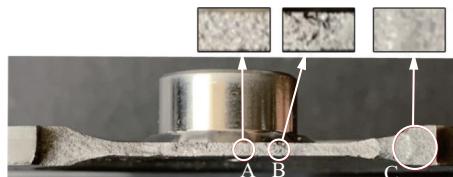


图 8 试验件宏观断口形貌

Fig. 8 Macroscopic fracture morphology of specimen

## 3 多轴疲劳寿命预测模型

### 3.1 基于 Findley 准则的多轴疲劳寿命预测模型

Findley<sup>[20]</sup> 在分析了多组疲劳试验数据后,提出

了一种疲劳损伤准则, 认为剪应力是引起疲劳破坏的主要因素, 因此, 将剪应力幅值  $\tau_a$  和法向正应力值  $\sigma_n$  的线性组合作为疲劳的损伤参量, 通过计算不同平面下该损伤参量的数值, 并从中筛选出最大损伤平面, 即确定了临界平面, Findley 准则的多轴疲劳寿命预测模型公式为

$$\max(\tau_a + k\sigma_n)_{\theta, \phi} = f(N_f) \quad (3)$$

式中: 等式右边为疲劳寿命  $N_f$  为变量的函数;  $\theta$  和  $\phi$  为确定临界平面的旋转角度;  $k$  表示临界平面上正应力对疲劳损伤的所占权重的材料参数, 根据该材料的试验数据, 将参数  $k$  的值设为 1.

根据 Findley 准则定义的临界平面确定方法, 需要先计算试验件焊缝的最危险节点不同平面下的剪应力幅值  $\tau_a$  和法向正应力  $\sigma_n$  之和, 再将这些数据点整合到同一个坐标系下, 如图 9 所示, 最后寻找数值最大的数据点所对应的平面.

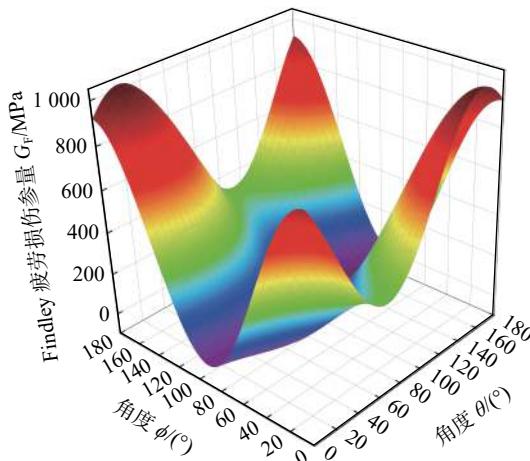


图 9 Findley 准则确定临界平面  
Fig. 9 Searching critical plane by Findley criteria

如图 9 中可以看到, Findley 准则下存在两个最大损伤平面, 分别为原坐标系  $\theta$  旋转  $22^\circ$  且  $\phi$  旋转  $180^\circ$  的平面, 以及  $\theta$  旋转  $157^\circ$  且  $\phi$  旋转  $0^\circ$  的平面, 任意选取一个损伤平面作为临界平面, 再提取该临界平面下的剪应力幅值  $\tau_a$  和法向正应力  $\sigma_n$ , 计算 Findley 准则的疲劳损伤参量, 与等效应力作为疲劳损伤参量预测疲劳寿命相同, 结合 Basquin 公式得到疲劳寿命预测方程, 即

$$\lg(N_f) = 18.3594 - 4.7531 \lg[\max(\tau_a + \sigma_n)_{\theta, \phi}] \quad (4)$$

该模型预测疲劳的结果如图 10 所示, 与等效应力准则相似, 预测结果并不理想, 双轴比  $\gamma = 0.6$  的部分数据结果在 3 倍分散带以外.

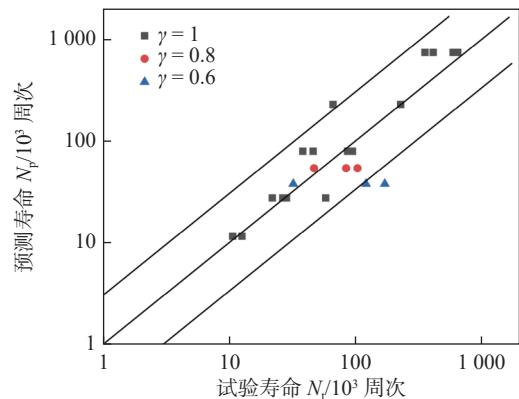


图 10 Findley 准则下疲劳寿命预测结果  
Fig. 10 Fatigue life prediction with Findley criteria

### 3.2 基于 Matake 准则的多轴疲劳寿命预测模型

与 Findley 准则不同的是, Matake<sup>[21]</sup> 认为剪应力幅值最大值的平面是多轴疲劳的最大损伤平面, 因此, 将 Findley 准则中的临界平面定义为剪应力幅值最大的平面, 并将该平面上的剪应力幅值  $\tau_a$  和法向正应力  $\sigma_n$  的线性组合定义为疲劳损伤参量为

$$\max(\tau_a)_{\theta, \phi} + k\sigma_n = f(N_f) \quad (5)$$

式中: 所有参数的含义与 Findley 准则均相同, 且经验参数  $k$  的取值仍然取 1, Matake 准则需要计算试验件焊缝的最危险节点各个平面的剪应力幅值, 然后把所有平面的剪应力幅值整合到同一个坐标系下, 如图 11 所示, 最后寻找数值最大的数据点所对应的平面确定临界平面

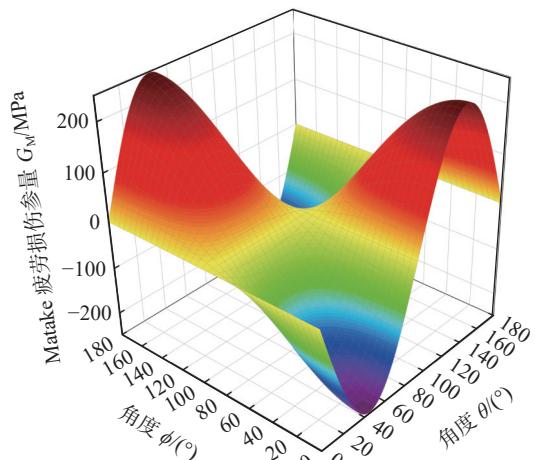


图 11 Matake 准则确定临界平面  
Fig. 11 Searching critical plane by Matake criteria

从图 11 中可以看到, Matake 准则下同样存在两个最大损伤平面, 分别为原坐标系  $\theta$  旋转  $45^\circ$  且  $\phi$  旋转  $180^\circ$  的平面, 以及  $\theta$  旋转  $135^\circ$  且  $\phi$  旋转  $0^\circ$  的平面, 任意选取一个损伤平面作为临界平面, 提取该临界平面下的剪应力幅  $\tau_a$  和法向正应力  $\sigma_n$  计算

Matake 疲劳损伤参量, 得到疲劳寿命预测模型为

$$\lg(N_f) = 18.1327 - 4.7561 \lg[\max(\tau_a)_{\theta,\phi} + \sigma_n] \quad (6)$$

通过该模型预测试验件的疲劳寿命, 如图 12 所示, 可以看到, 预测结果与 Findley 准则相差并不明显, 而双轴比  $\gamma = 0.6$  的寿命预测略有提高, 这说明剪应力幅值的确对试验件的其他双轴比的疲劳寿命产生了一定影响, 但整体的预测结果仍然不够理想, 因此, 使用 Matake 准则下的疲劳寿命预测模型同样无法很好地对所有情况进行寿命预测。

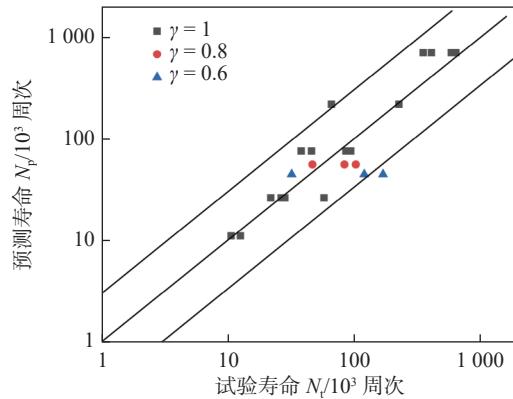


图 12 Matake 准则下疲劳寿命预测结果  
Fig. 12 Fatigue life prediction with Matake criteria

### 3.3 基于修正的 Matake 准则的多轴疲劳寿命预测模型

从上述两种临界平面法准则的疲劳寿命预测结果对比可以看出, 剪应力幅值对于焊缝多轴疲劳

$$\lg(N_f) = 18.2392 - 4.7678 \lg \left\{ \max(\tau_a)_{\theta,\phi} + \left[ 1 + \left( \frac{\tau_a}{\sigma_n} \right) \cdot \frac{(\gamma-0.8)}{0.8} \right] \cdot \sigma_n \right\} \quad (10)$$

为验证修正后的 Matake 准则提出的疲劳损伤参量能够解释双轴比对双轴拉伸疲劳寿命的影响, 同样给出了 3 种双轴比加载下 1/4 焊缝路径的  $\sigma_{em}$  变化, 如图 13 所示。

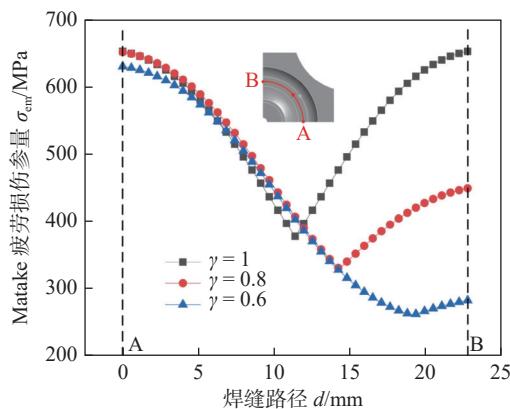


图 13 焊缝路径等效应力  $\sigma_{em}$  对比  
Fig. 13 Comparison of equivalent stress  $\sigma_{em}$  on the weld  
从图中焊缝最危险点 A 的  $\sigma_{em}$  变化可以看到,

寿命是有一定影响的, 造成分散性的主要原因在于双轴比  $\gamma$  的变化, 因此基于 Matake 疲劳寿命预测模型进行修正, 以适合不同双轴比下试验件焊缝的疲劳寿命预测。Matake 准则中  $k$  根据经验选取 1, 但是该值并不能反映不同双轴比对焊缝多轴疲劳寿命的影响, 而将双轴比  $\gamma$  作为修正参量引入  $k$  中是比较合理的。此外, 从上述的分析结果可以看到, 不同双轴比下的剪应力对于试验件焊缝的疲劳寿命的影响是更明显的, 为了减少正应力对于寿命预测结果的干扰, 引入剪应力与正应力的比值  $\lambda$  来修正疲劳损伤参量。根据试验件 3 种双轴比的寿命预测结果可以看出, 双轴比  $\gamma$  为 0.8 的预测结果是较好, 因此以  $\gamma = 0.8$  为基础对  $k$  进行修正, 综上所述, 修正后的 Matake 准则为

$$\sigma_{em} = \max(\tau_a)_{\theta,\phi} + \Delta k \cdot \sigma_n = f(N_f) \quad (7)$$

式中:  $\sigma_{em}$  为修正的 Matake 准则疲劳损伤参量,  $\Delta k$  为修正后的  $k$  值, 即

$$\Delta k = 1 + \lambda \frac{(\gamma-0.8)}{0.8} \quad (8)$$

式中:  $\lambda$  为临界平面上剪应力幅值与正应力比值, 即

$$\lambda = \frac{\tau_a}{\sigma_n} \quad (9)$$

由于是基于 Matake 准则进行修正的, 因此所选取的临界平面与 Matake 准则相同。提取临界平面上的剪应力幅值和正应力, 计算修正后的疲劳损伤参量  $\sigma_{em}$ , 得到修正后的 Matake 疲劳寿命预测模型, 即

$$\sigma_{em} = \max(\tau_a)_{\theta,\phi} + \left[ 1 + \left( \frac{\tau_a}{\sigma_n} \right) \cdot \frac{(\gamma-0.8)}{0.8} \right] \cdot \sigma_n \quad (10)$$

双轴比  $\gamma$  为 1 时, 最大的  $\sigma_{em}$  与另外两种双轴比  $\gamma$  较为接近, 符合实际试验中寿命的变化规律, 证明了修正后的 Matake 准则能够解释双轴比对于双轴拉伸疲劳寿命的影响, 通过修正的 Matake 疲劳寿命预测模型进行疲劳寿命预测, 如图 14 所示。

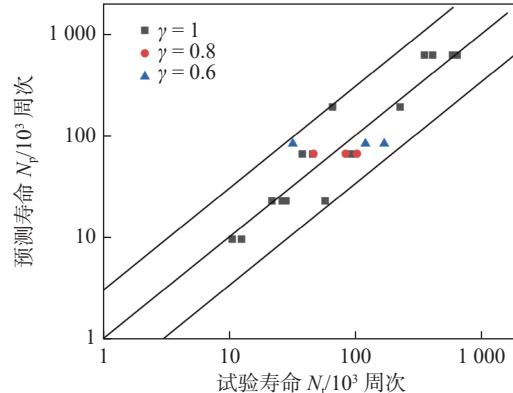


图 14 修正的 Matake 准则下疲劳寿命预测结果  
Fig. 14 Fatigue life prediction with modified Matake criteria

从图中可以看到, 所有的预测结果都已经在 3 倍分散带以内, 特别是双轴比  $\gamma$  为 0.6 预测结果有了较大的改善, 说明修正后的疲劳寿命预测模型基本上满足了 3 种双轴比的疲劳寿命预测要求, 具有较好的预测精度。

## 4 结论

(1) 等效应力作为损伤参量对双轴比  $\gamma$  不为 1 的疲劳寿命预测结果并不理想, 并且难以反映不同双轴比对双轴拉伸疲劳寿命的影响。

(2) Findley 准则与 Matake 准则整体的疲劳寿命预测结果相差并不明显, 但是针对非等轴加载的情况, Matake 准则的疲劳寿命预测结果略有提高, 验证了剪应力幅值对双轴拉伸疲劳有一定影响。

(3) 采用修正的 Matake 的疲劳寿命预测模型比其他疲劳寿命预测模型的预测精度更高, 所有的预测数据点都能在 3 倍分散带以内, 并且修正后的参数  $k$  考虑了双轴比的影响以及剪应力与正应力之间的关系, 更具有实际物理意义。

## 参考文献

- [1] 管德清, 易伟建. 焊接钢结构疲劳强度预测的应力场强模型研究 [J]. 电力科学与技术学报, 2004, 19(3): 59–62.  
Guan Deqing, Yi Weijian. Research of stress field intensity model on the fatigue strength prediction for welded steel structures[J]. Journal of Electric Power Science and Technology, 2004, 19(3): 59–62.
- [2] 黄如旭, 刘刚, 黄进浩. 等效热点应力法结合临界面法评估焊接接头多轴疲劳强度研究 [J]. 船海工程, 2014, 43(4): 38–46.  
Huang Ruxu, Liu Gang, Huang Jinhao. Multi-axial fatigue strength assessment of welded joints based on equivalent hot spot stress approach and critical plane method[J]. Marine Engineering, 2014, 43 (4): 38–46.
- [3] 耿立艳, 杨新岐, 许海生. 铝合金焊接接头疲劳评定的应力平均法 [J]. 机械强度, 2006, 28(2): 266–270.  
Geng Liyan, Yang Xinqi, Xu Haisheng. Fatigue assessment of aluminium welded joints by the stress averaging approach[J]. Mechanical Strength, 2006, 28 (2): 266–270.
- [4] 程艳艳. 点焊接头疲劳评估方法研究 [J]. 南方农机, 2020, 51(18): 182–183.  
Chen Yanyan. Research on fatigue assessment methods for spot welded joints[J]. Southern Agricultural Machinery, 2020, 51 (18): 182–183.
- [5] Brown M W, Miller K J. A theory for fatigue failure under multiaxial stress-strain conditions[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 1973, 187(1): 745–755.
- [6] 王霄翔. TC17 钛合金电子束焊接接头多轴疲劳寿命研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.  
Wang Xiaoxiang. Multiaxial fatigue life evaluation of TC17 titanium alloy electron beam welded joints[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [7] 顾明恒. 钛合金真空电子束焊接接头多轴疲劳寿命研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.  
Gu Mingheng. Multiaxial fatigue life evaluation of titanium alloy electron beam welded joints[D] Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [8] 刘亮. Ti60-TC17 异种钛合金电子束焊接头的多轴疲劳寿命研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.  
Liu Liang. Multiaxial fatigue life evaluation of Ti60-TC17 dissimilar titanium alloy electron beam welded joints[D] Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [9] 赵一阳. 基于临界面法的焊接结构多轴疲劳强度研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2010.  
Zhao Yiyang. Study on multiaxial fatigue strength of welded structures based on critical plane method[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2010.
- [10] 邬婷. 基于临界面法的焊接结构多轴疲劳寿命预测方法 [D]. 大连: 大连理工大学, 2013.  
Wu Ting. Method of multiaxial fatigue life estimation of welded structures based on critical plane method[D] Dalian: Dalian University of Technology, 2013.
- [11] 刘健. 考虑复杂应力状态的焊接结构疲劳寿命估算研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
Liu Jian. Fatigue life evaluation of welded components in condition of complex stress[D] Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [12] Abecassis M, Köster A, Esin V A, et al. Crack growth behavior in dissimilar welded Ti based alloys under biaxial fatigue loading[J]. International Journal of Fatigue, 2018, 118(6): 209–224.
- [13] Koji G, Toshio N, Yosuke A. Fatigue crack growth behaviour of an out-of-plane gusset welded joints under biaxial tensile loadings with different phases[J]. European Conference on Frature, Trondheim, 2014(3): 1536–1541.
- [14] Shanyavskiy A. Fatigue cracking simulation based on crack closure effects in Al-based sheet materials subjected to biaxial cyclic loads[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2011, 78(8): 1–8.
- [15] Ruiz C, Boddington P H B, Chen K C. An investigation of fatigue and fretting in a dovetail joint[J]. Experimental Mechanics, 1984, 24(3): 208–217.
- [16] 郑小梅, 孙燕涛, 杨兴宇, 等. 某涡扇发动机高压涡轮盘螺栓孔低循环疲劳模拟件设计 [J]. 航空动力学报, 2018, 33(10): 2351–2358.  
Zheng Xiaomei, Sun Yantao, Yang Xingyu, et al. Design of low

- cycle fatigue simulating specimen for bolt holes of a turbofan engine high pressure turbine disc[J]. Journal of Aerodynamics, 2018, 33 (10): 2351 – 2358.
- [17] 丁继伟, 李岩, 姜东坡. 某型透平叶片叶根疲劳试验模拟件设计 [J]. 科学技术创新, 2020(6): 11 – 14.
- Ding Jiwei, Li Yan, Jiang Dongpo. Design of fatigue test simulating specimen for a certain type of turbine blade root[J]. Science and Technology Innovation, 2020(6): 11 – 14.
- [18] 郭海丁, 武奇. 基于场强法的平板法兰角焊缝接头的疲劳寿命估算方法 [J]. 航空动力学报, 2008(6): 128 – 132.
- Guo Haidong, Wu Qi. Way to evaluate fatigue life of fillet weld of plate with flange based on stress field intensity[J]. Journal of Aerodynamics, 2008(6): 128 – 132.
- [19] 吴振豪, 刘鹏飞. 安装座焊接结构双轴拉伸模拟件设计 [J]. 焊接, 2023(9): 40 – 47.

Wu Zhenhao, Liu Pengfei. Design of biaxial tensile simulating specimen for welding structure of mounting seat[J]. Welding & Joining, 2023(9): 40 – 47.

- [20] Findley W N. A theory for the effect of mean stress on fatigue of metals under combined torsion and axial load or bending[J]. Journal of Engineering for Industry, 1959, 81(4): 301 – 305.
- [21] Matake Tomokazu. An explanation on fatigue limit under combined stress[J]. JSME International Journal, 1977, 20(141): 257 – 263.

**第一作者:** 吴振豪, 硕士, 工程师; 主要研究方向为航空发动机结构强度设计; Email: [wzh413611533@sina.cn](mailto:wzh413611533@sina.cn).

**通信作者:** 刘鹏飞, 学士, 高级工程师; Email: [liupengfei2013@sina.com](mailto:liupengfei2013@sina.com).

(编辑: 刘启明)

[上接第 100 页]

- [12] Hu Z, Hua L, Qin X, *et al*. Molten pool behaviors and forming appearance of robotic GMAW on complex surface with various welding positions[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2021, 64: 1359 – 1376.
- [13] Bai X, Colegrove P, Ding J, *et al*. Numerical analysis of heat transfer and fluid flow in multilayer deposition of PAW-based wire and arc additive manufacturing[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 124: 504 – 516.
- [14] Zhao W, Wei Y, Long J, *et al*. Modeling and simulation of heat transfer, fluid flow and geometry morphology in GMAW-based wire arc additive manufacturing[J]. Welding in the World, 2021, 65: 1571 – 1590.
- [15] 周祥曼, 王礴允, 袁有录, 等. 焊接速度对电弧增材熔池流动及焊道形貌影响的数值模拟研究 [J]. 机械工程学报, 2022, 58(10): 103 – 111.

Zhou Xiangman, Wang Boyun, Yuan Youlu, *et al*. Numerical simulation study of the effects of travel speed on the molten pool flow and weld bead morphology of WAAM[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2022, 58(10): 103 – 111.

- [16] 王璐璐. 铝合金 P-GMAW 电弧-熔池多因素耦合行为及机制 [D]. 上海: 上海交通大学, 2015.
- Wang Lulu. The coupling mechanism and behaviors of arc-molten pool under multifactors during P-GMAW process for aluminum alloy[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2015.
- [17] Zhao W, Tashiro S, Murphy A B, *et al*. Deepening the understanding of arc characteristics and metal properties in GMAW-based WAAM with wire retraction via a multi-physics model[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2023, 97: 260.

**第一作者:** 王瑞超, 博士; 主要从事电弧增材制造, 高效焊接技术及数值模拟的研究; Email: [china66988@163.com](mailto:china66988@163.com).

(编辑: 王盈盈)