

TA17钛合金板状连接件的疲劳裂纹扩展行为研究

匡格平¹ 王群¹ 黄学伟² 刘彬¹ 徐文涛²

(1 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

(2 郑州大学力学与安全工程学院, 郑州 450001)

文 摘 TA17钛合金是航空航天等工程中重要的结构材料,其疲劳裂纹扩展性能直接影响整体结构的安全性和完整性。本文基于Cr2Ni2MoV钢材紧凑拉伸试样斜裂纹疲劳裂纹扩展的试验结果,验证了ABAQUS软件XFEM模块用于分析平面应力状态下疲劳裂纹扩展的有效性,然后采用XFEM模块分析了TA17钛合金及其连接件的疲劳裂纹扩展性能。结果表明降低最大荷载、减小加载比和采用长圆孔型均可有效提高TA17钛合金连接件的疲劳寿命。采用XFEM模块可以预测连接件疲劳寿命的S-N曲线,预测TA17钛合金结构载荷增大33.3%,疲劳寿命减小为原来的1/4,可为工程疲劳设计提供参考依据。

关键词 钛合金,疲劳裂纹扩展,断裂力学,XFEM,Paris公式

中图分类号: TG146.2

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2024.02.009

Investigation on Fatigue Crack Growth Behavior of TA17 Ti Alloy Connection

KUANG Geping¹ WANG Qun¹ HUANG Xuewei² LIU Bin¹ XU Wentao²

(1 Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076)

(2 School of Mechanics and Safety Engineering, Zhengzhou University, Zhengzhou 450001)

Abstract TA17 titanium alloy was an important structural material in aerospace engineering, and its fatigue crack propagation behavior directly impacted the safety and integrity of the entire structure. Based on the fatigue crack growth tests of compact tension specimens of Cr2Ni2MoV steel with oblique initial crack, the XFEM module in ABAQUS software was verified in analyzing fatigue crack propagation performance under plane stress conditions, and then the XFEM module was applied to analyze the fatigue crack propagation properties of TA17 titanium alloy and connection. The research results indicate that reducing the maximum load, decreasing the loading ratio, and utilizing obround holes can effectively enhance the fatigue life of TA17 titanium alloy connection. The S-N curve used to predict the fatigue life of the connection is obtained by adopted of XFEM module. When the load of TA17 titanium alloy is increased by 33.3%, the predicted fatigue life is reduced to 1/4, which provides reference for the engineering fatigue design of the TA17 titanium alloy structure.

Key words Titanium alloy, Fatigue crack growth, Fracture mechanics, XFEM, Paris formula

0 引言

工程构件服役期间,大部分的断裂破坏是由疲劳荷载引起的,结构疲劳断裂准确评估对于保证结构的安全性十分重要。一般的疲劳断裂评估常采用无限寿命设计方法、安全使用寿命设计方法、损伤容限设计方法。疲劳极限方法由于具有过大的安全余量,目前很少应用。安全使用寿命方法以名义应力幅来预测结构的疲劳寿命,常用于机械、土木结构的疲劳评估中^[1-2]。损伤容限设计以断裂力学为理论基础^[3],近年来开始广

泛应用于飞机结构设计中^[4],该方法可以预测裂纹的萌生和发展过程,评估结构的剩余寿命,进而建立结构整个寿命周期的检测和维护体系。

扩展有限元方法(XFEM)作为一种新兴的断裂破坏数值计算方法,与传统有限元分析相比,该方法通过扩充为一项来描述不连续的位移场,不需要重新建立裂纹网格,因此可以模拟任意形状的裂纹,具有很好的适用性^[5-7]。王乔等^[8]利用XFEM模块,针对齿轮的疲劳裂纹扩展,提出了基于虚拟裂纹的

收稿日期:2023-11-14

基金项目:国家自然科学基金(12202402)

第一作者简介:匡格平,1988年出生,硕士,高级工程师,主要从事金属结构设计、增材制造、疲劳断裂研究工作

通信作者:黄学伟,1985年出生,博士,副教授。E-mail:huangxw@zzu.edu.cn

XFEM方法。何龙龙^[9]利用ABAQUS软件中的XFEM模块,并结合Direct-Cyclic算法,开展了飞机机翼梁结构的疲劳裂纹扩展分析,结果表明,裂纹扩展路径与疲劳寿命与试验结果吻合良好。朱琳^[10]基于ABAQUS_XFEM模块开展了含裂纹加筋板结构疲劳裂纹扩展数值仿真方法研究,实现了多裂尖疲劳裂纹扩展及疲劳裂纹跨筋扩展的数值模拟。

TA17钛合金是一种近A型钛合金,具有强度高、密度低和可焊性好等优点,在航空航天、核反应堆和航海等领域有广泛的用途^[11-12]。目前的研究多关注TA17钛合金的基本力学性能^[13]、冲击性能^[14]、焊接性能^[15]和热力学行为^[16],针对该合金疲劳裂纹扩展性能还缺乏深入的研究。本文基于ABAQUS有限元软件中的XFEM模块,对TA17钛合金板状连接件的疲劳裂纹开展预测分析,获得连接件的S-N曲线,为TA17钛合金相关的工程应用提供参考。

1 基于XFEM有限元方法的疲劳裂纹扩展数值模拟

1.1 XFEM疲劳裂纹扩展的有限元计算方法

金属材料在高周循环荷载作用下,其疲劳裂纹扩展可分为三个阶段:萌生阶段、稳定扩展阶段和失稳扩展阶段,如图1所示。在疲劳裂纹扩展过程中,稳定扩展阶段的寿命在材料的总寿命中占据主导地位,该阶段的疲劳裂纹扩展规律常用下式的Paris来描述^[17]。

$$da/dN=C(\Delta K)^m \quad (1)$$

式中, da/dN 为疲劳裂纹扩展速率, ΔK 为应力强度因子幅值。

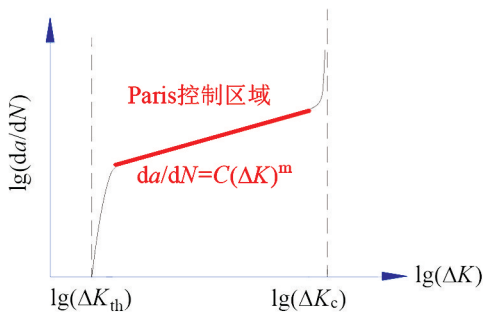


图1 材料的疲劳裂纹扩展速率

Fig. 1 Fatigue crack growth rate of materials

ABAQUS有限元分析软件XFEM模块提供了疲劳裂纹萌生和扩展的Paris公式,但它将疲劳裂纹扩展速率与裂纹尖端的应变能释放率相关联。在Paris公式中,疲劳裂纹扩展速率不再与应力强度因子幅建立联系,而是通过应变能释放率幅值 ΔG 来体现^[18],如下式所示:

$$da/dN = c_3 (\Delta G)^{c_4} \quad (2)$$

式中, c_3, c_4 为材料参数。

为了在工程计算中使用XFEM进行疲劳裂纹扩展分析,因此需要将式(1)中的参数转化为 c_3, c_4 。在线弹性断裂力学理论中,应变能释放率与应力强度因子有如下的关系:

$$G=K^2/E' \quad (3)$$

在平面应力状态下, $E'=E$, E 为弹性模量;在平面应变状态下, $E'=E/(1-\mu^2)$, μ 为泊松比。联立式(1)-(3),即可得到ABAQUS软件中Paris模型参数 c_3, c_4 与式(1)中材料参数的关系:

$$c_3=C(E')^{m/2} \quad (4)$$

$$c_4=m/2 \quad (5)$$

1.2 XFEM有限元计算方法的验证

为验证采用XFEM有限元模型进行疲劳裂纹扩展数值模拟的可靠性,选用风电工程中的转子钢材Cr2Ni2MoV。表1列出该钢材的基本力学性能和Paris公式参数^[13]。将文献[13]中Cr2Ni2MoV钢材Paris模型的相关参数进行了转换,并列入表中。将基于应力强度因子的Paris模型转化为基于能量释放率形式的曲线,经计算得到的参数 c_3 和 c_4 也列入表1中。

表1 Cr2Ni2MoV钢材的力学性能和模型参数

Tab. 1 Mechanical properties and model parameters of Cr2Ni2MoV steel

| 基本力学性能 ^[13] | | Paris模型参数 ^[13] | | XFEM模型参数 | | |
|------------------------|----------------------|---------------------------|------------------------|----------|-----------------------|-------|
| E/GPa | $\sigma_{r0.2}$ /MPa | σ_u /MPa | C | m | c_3 | c_4 |
| 215 | 860 | 978 | 4.29×10^{-12} | 2.57 | 2.89×10^{-5} | 1.29 |

表2 Cr2Ni2MoV钢材CT试样的几何参数

Tab. 2 Geometric parameter of Cr2Ni2MoV steel compact tensile specimen

| 试样编号 | w/mm | b/mm | a_1 /mm | a_0 /mm | θ (°) |
|-------|------|------|-----------|-----------|--------------|
| CNMV5 | 50 | 2.5 | 13 | 2 | 30 |
| CNMV6 | 50 | 2.5 | 13 | 2 | 60 |

采用XFEM模型对复杂应力状态下钢材的疲劳裂纹扩展规律进行预测分析,试验结果参考文献[13]中的研究结果。紧凑拉伸斜裂纹试样和疲劳裂纹扩展速率试验如图2所示。试样的厚度为2.5mm,斜裂纹的倾斜程度由倾斜角控制,倾斜角分别取30°和60°。试验过程中,通过紧凑拉伸试样中的销轴孔施加拉伸荷载。在前1万周次,施加最大荷载为3kN的循环荷载,然后施加最大荷载为2kN的循环荷载,加载比均保持为0.1。

基于Cr2Ni2MoV钢材的疲劳裂纹扩展Paris模型参数,利用ABAQUS软件的XFEM疲劳裂纹扩展模块,针对钢材紧凑拉伸(CT)试样的斜裂纹试样,开展有限元计算分析。CT斜裂纹试样的有限元模型如图

3所示,几何模型的相关参数列入表2中。有限元模型采用平面应力单元,为模拟试验中的加载情况,在下销轴孔的半圆孔上施加竖向约束,并在定点处施加水平方向的约束,在上销轴的半圆上施加竖向的均布荷载。

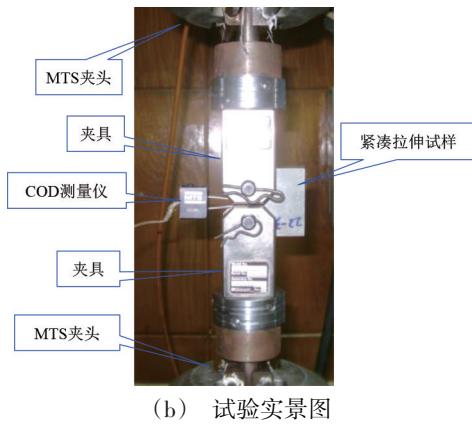
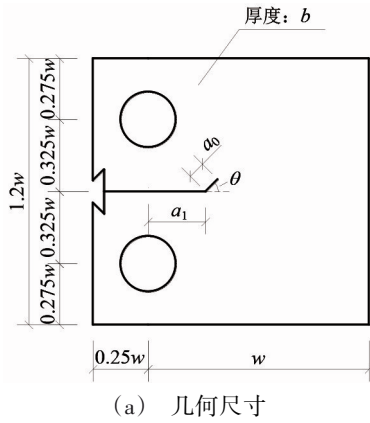


图2 Cr₂Ni₂MoV 钢材紧凑拉伸斜裂纹试样的疲劳裂纹扩展试验^[13]

Fig. 2 Fatigue crack growth test of Cr₂Ni₂MoV steel specimen with initial oblique crack

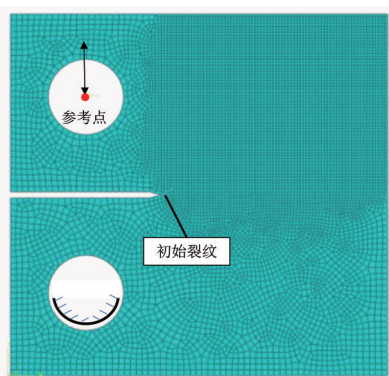


图3 Cr₂Ni₂MoV 钢材紧凑拉伸斜裂纹试样有限元模型

Fig. 3 Finite element model of Cr₂Ni₂MoV steel compact tensile specimen with initial oblique crack

图4给出了试验加载路径与数值模拟的对比情况,可见裂纹萌生后会拐折一定的角度,沿着直线扩展。进一步对比裂纹扩展路径的试验与数值模拟结果,可见二者基本吻合。图5显示了不同的循环周次下,试样疲劳裂纹的扩展情况,并将裂纹长度与循环周次的结果绘入图6中。可以看出, $a-N$ 曲线的数值模拟结果与试验结果吻合较好,这也验证了采用XFEM方法进行疲劳裂纹扩展的有效性和可行性。

果,可见二者基本吻合。图5显示了不同的循环周次下,试样疲劳裂纹的扩展情况,并将裂纹长度与循环周次的结果绘入图6中。可以看出, $a-N$ 曲线的数值模拟结果与试验结果吻合较好,这也验证了采用XFEM方法进行疲劳裂纹扩展的有效性和可行性。

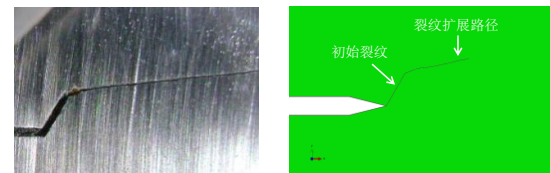
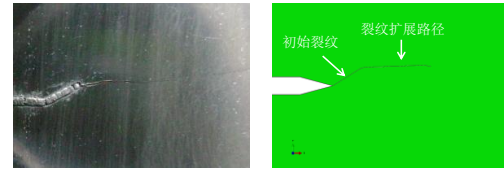


图4 CT紧凑拉伸试样疲劳裂纹的扩展路径

Fig. 4 Fatigue crack growth path of CT specimens

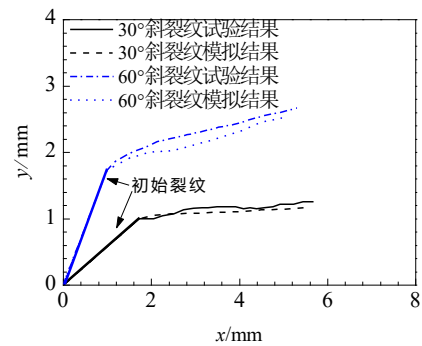


图5 斜裂纹的扩展路径

Fig. 5 Oblique crack growth path

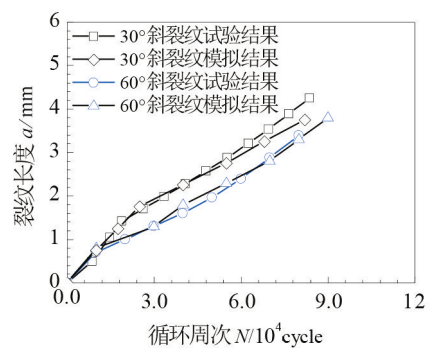


图6 斜裂纹扩展的 $a-N$ 曲线

Fig. 6 Relation curves between crack length a and loading cycles N for oblique crack

2 TA17 钛合金的疲劳裂纹扩展模型

TA17 钛合金棒状材料的化学成分如表3所示。基于钛合金的单调拉伸试验,获取钛合金的基本力学性能见表4。将材料的工程应力应变关系曲线通过转化公式转换为钛合金的真实应力应变关系曲线,如图7所示。

表3 TA17钛合金的化学成分

| Tab. 3 Chemical composition of TA17 titanium alloy % | | | | | | | |
|--|-----|-----|------|------|------|------|-------|
| Al | V | Fe | Si | C | N | H | Ti |
| 4.5 | 2.0 | 0.1 | 0.02 | 0.03 | 0.03 | 0.08 | 93.24 |

表4 TA17钛合金的基本力学性能与本构模型参数

| 基本力学性能 | | | | Chaboche本构模型参数 | | | |
|----------------|----------------------------|-----------------------|----------------|----------------|------------|----------|--|
| E/GPa | $\sigma_{p0.2}/\text{MPa}$ | σ_u/MPa | k/MPa | R_0 | R_∞ | γ | |
| 108 | 650 | 744 | 534 | 1 490 | 136 | 1 824 | |

金属材料弹性阶段采用线弹性的本构关系,塑性阶段的单轴拉伸本构关系常采用Chaboche或Ramberg-Osgood模型来进行描述。本文选用Chaboche模型来表征TA17钛合金的应力应变关系,并取得良好的模拟结果,如图7所示。Chaboche模型^[19]的表达式如下:

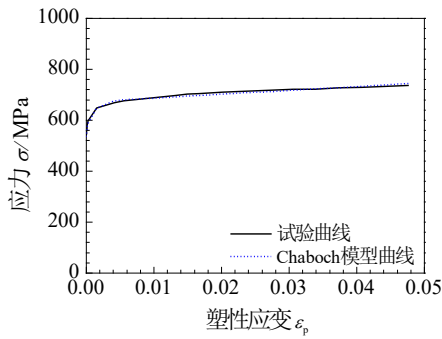


图7 TA17钛合金的应力应变曲线

Fig. 7 Stress strain relation curve of TA17 titanium alloy

$$\sigma = k + R_0 \varepsilon^p + R_\infty (1 - e^{-\gamma \varepsilon^p}) \quad (6)$$

式中, σ 为真实应力, ε^p 为塑性应变。 k 、 R_0 、 R_∞ 、 γ 为材料参数。基于图7中的曲线标定Chaboche模型参数,列入表4中。

金属材料在较大的塑性应变循环加载下,常发生低周疲劳破坏。Manson-Coffin模型^[20]是低周疲劳

破坏断裂预测的经典模型,其表达式如下:

$$\Delta \varepsilon / 2 = \Delta \varepsilon_e / 2 + \Delta \varepsilon_p / 2 = \sigma'_f \frac{(2N_f)^b}{E} + \varepsilon'_f (2N_f)^c \quad (7)$$

式中, $\Delta \varepsilon / 2$ 、 $\Delta \varepsilon_e / 2$ 、 $\Delta \varepsilon_p / 2$ 分别为总应变幅值、弹性应变幅值和塑性应变幅值, $2N_f$ 为倍寿命, σ'_f 、 b 、 ε'_f 和 c 为材料参数。文献[13]开展了TA17钛合金的低周疲劳试验,得到该材料Manson-Coffin模型的参数如表5所示。

表5 TA17钛合金的疲劳模型参数

| Tab. 5 Fatigue model parameters of TA17 titanium alloy | | | | | | | |
|--|--------|------------------|--------|-------------------------|-------|------------------------|-------|
| Manson-Coffin模型 ^[13] | | | | Paris模型 | | XFEM | |
| σ'_f/MPa | b | ε'_f | c | C | m | c_3 | c_4 |
| 936 | -0.054 | 1.024 | -0.698 | 1.031×10^{-13} | 5.402 | 2.890×10^{-5} | 1.290 |

金属材料的Paris律和低周疲劳Manson-Coffin模型反应的都是材料在比例加载下的固有特性,Paris表征的疲劳裂纹扩展可以认为是局部塑性应变疲劳造成的,而材料低周疲劳试验可以获得反映材料塑性应变疲劳的临界损伤关系,因此基于低周疲劳临界损伤来预测材料的疲劳裂纹扩展速率在机理上是可行的。黄学伟等^[13]指出疲劳裂纹的扩展可以认为是裂尖局部材料在低周循环荷载下达到疲劳破坏的结果,进而提出了基于材料Manson-Coffin模型预测Paris模型参数的LFF方法。本文利用LFF方法,获得了TA17钛合金的Paris模型参数,列入表5中。根据式(4)、(5),进一步将 C 、 m 参数转化为ABAQUS软件中的疲劳裂纹扩展模型参数 c_3 、 c_4 ,如表5所示。

3 TA17钛合金连接件的疲劳裂纹扩展行为

螺栓连接是工程结构中常用的连接方式之一,基于表5所示的XFEM模块中TA17钛合金板的材料参数,利用ABAQUS软件,对TA17钛合金板螺栓连接件的疲劳裂纹扩展进行有限元计算分析。连接板采用双盖板连接,如图8所示,连接板厚度为6 mm,它的几何尺寸也由图8给出。

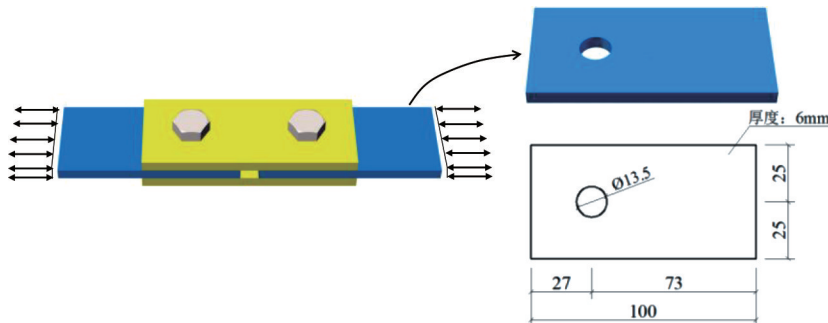


图8 TA17钛合金螺栓连接示意图

Fig. 8 Bolted connection diagram of TA17 titanium alloy

应用ABAQUS软件,采用平面应力单元,建立该连接板的有限元模型,如图9所示。约束板件的右边缘,通过建立参考点,在左侧半圆孔上施加水平方向的循环荷载,最大荷载 $P_{\max}=35$ kN,加载比为0.1。初始裂纹设置在应力最大的圆孔边缘位置,初始裂纹长度设置为0.5 mm。

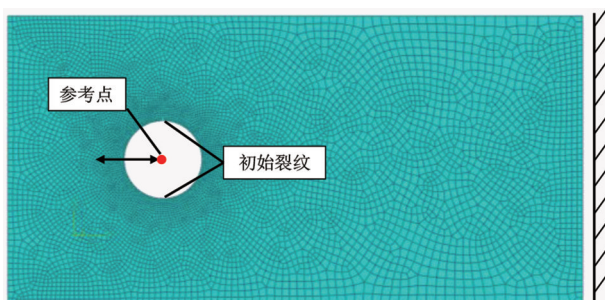


图9 TA17钛合金螺栓连接板的有限元模型

Fig. 9 Finite element model of TA17 titanium alloy bolted connection plate

图10给出了疲劳裂纹的扩展过程,可见裂纹起始后沿着板件的宽度方向,从孔边向外边缘扩展,这一扩展路径与常见的带中心孔板的疲劳裂纹扩展基本相符。图10也给出了疲劳裂纹的 $a-N$ 曲线,其中裂纹长度为连接件下侧裂纹的扩展长度。由图可见,在加载的初期,裂纹快速增大,然后进入稳定扩展阶段,最后疲劳裂纹的扩展速率逐渐加快,最终导致连接板的完全断裂。

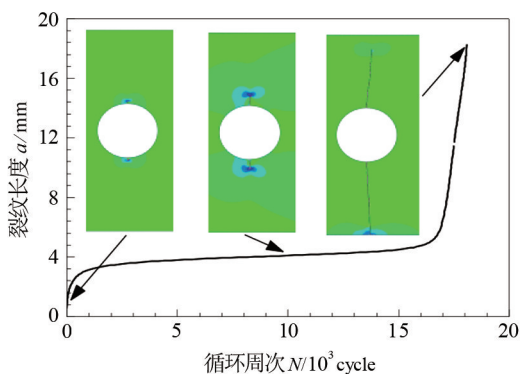


图10 TA17钛合金连接板的 $a-N$ 曲线($P_{\max}=35$ kN)

Fig. 10 $a-N$ curves of TA17 titanium alloy bolted connection plate ($P_{\max}=35$ kN)

3.1 初始裂纹长度对连接件疲劳裂纹扩展的影响

通过变化初始裂纹长度,分析XFEM中设置的初始裂纹长度对板件疲劳裂纹扩展速率的影响规律,如图11所示。可以看出,随着初始裂纹长度的减小,疲劳裂纹扩展寿命趋于稳定,因此,本文中裂纹的初始长度设置为0.5 mm。

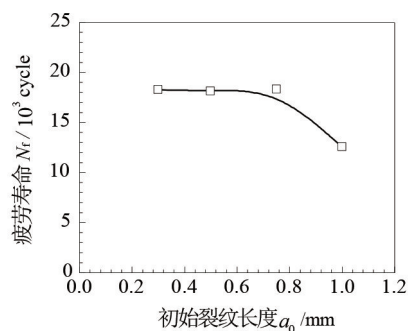


图11 初始裂纹长度与连接件疲劳寿命之间的关系

Fig. 11 Relationship between initial crack length and fatigue life for connection plate

3.2 荷载对连接件疲劳裂纹扩展的影响

保持加载比(0.1)不变的情况下,变化连接件的最大荷载,分析疲劳荷载对连接件疲劳裂纹扩展的影响,如图12所示。可见,最大荷载的增加可以加速裂纹的扩展,减小连接件的疲劳寿命。最大荷载由30 kN增大到40 kN,荷载增大了33.3%,但其疲劳寿命减小为原来的1/4。

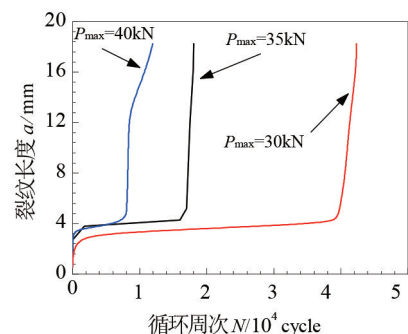


图12 最大荷载对连接件疲劳裂纹扩展的影响

Fig. 12 The influence of maximum load on fatigue crack growth behavior of the connection plate

将荷载幅值转化为连接件的净面积平均应力幅值,得到应力幅值与疲劳寿命之间的关系曲线,如图13所示,进而可建立用于预测TA17连接件疲劳寿命的 $S-N$ 关系曲线:

$$\Delta\sigma = S'_f (2N_f)^{b'} \quad (8)$$

通过标定,得到如下的参数: $S'_f=1637, b'=-0.23$ 。

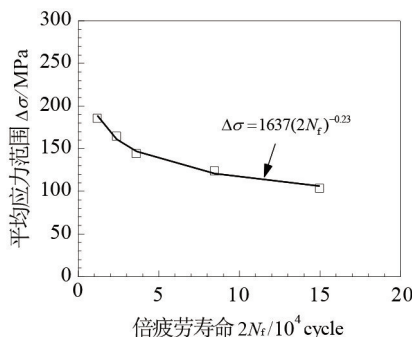


图13 TA17连接件的 $S-N$ 关系曲线

Fig. 13 $S-N$ curve of TA17 titanium alloy connection plate

为进一步分析荷载对连接件疲劳裂纹扩展的影响,图14给出了不同加载比 r 下的疲劳寿命对比。由图可见,增大应力比,减小了应力幅值,可以提升了连接件的疲劳寿命。

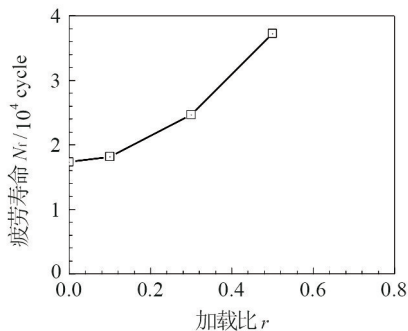


图14 加载比对连接件疲劳裂纹扩展的影响

Fig. 14 The influence of maximum load on fatigue crack growth behavior of the connection plate

3.3 板件几何构型对连接件疲劳裂纹扩展的影响

为降低螺栓孔边缘的应力集中程度,将圆孔改变为长圆孔,如图15所示。采用表5所示的TA17钛合金的疲劳裂纹扩展模型,基于XFEM模型对连接件的疲劳寿命进行有限元分析,最大荷载设为35 kN,应力比为0.1。0.5 mm的初始裂纹设置在圆孔过渡处,图16显示了裂纹的扩展过程,当循环周次22 700达到时,试样的裂纹沿着连接件的宽度方向贯穿整个试样,试样断裂破坏。通过对比圆孔的疲劳寿命($N=18\ 100$),可以看出,将螺栓圆孔改进为长圆孔,可以明显提高连接件的疲劳寿命。

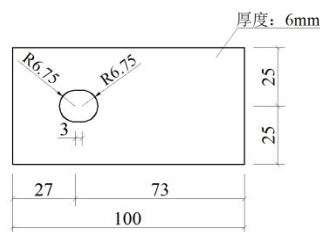


图15 长圆孔螺栓连接件几何尺寸

Fig. 15 Geometries of obround hole bolted connection

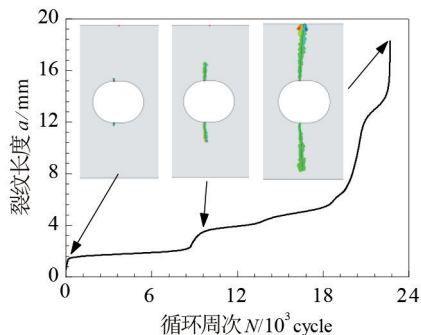


图16 长圆孔螺栓连接件疲劳裂纹扩展规律的预测结果

Fig. 16 Fatigue crack growth prediction results of obround hole bolted connection

4 结论

(1)采用XFEM有限元方法,对紧凑拉伸试样在斜裂纹 30° 和 60° 情况下的疲劳裂纹扩展路径和疲劳寿命进行了数值计算。结果表明裂纹扩展路径和疲劳寿命的预测结果与试验结果基本吻合,验证了该方法用于预测平面应力状态下疲劳裂纹扩展的有效性。

(2)基于TA17钛合金的本构模型和Manson-Coffin低周疲劳预测模型,采用LFF方法,计算得到TA17钛合金的Paris公式参数,可为工程选材提供依据。

(3)对于TA17钛合金螺栓连接件的疲劳裂纹扩展行为进行了数值模拟,得到了预测TA17钛合金螺栓连接件疲劳寿命的S-N关系曲线,可为TA17钛合金连接件的疲劳寿命预测提供参考;数值模拟的结果进一步表明,采用长圆孔的连接件,可有效减缓应力集中程度,提升连接件的疲劳裂纹扩展寿命。

参考文献

- [1] 中国国家标准化管理委员会. 钢结构设计标准:GB/50017-2017[S]. 北京:中国建筑工业出版社,2017.
Standardization Administration of China Standard for design of steel structures: GB/50017—2017 [S]. Beijing: China Architecture & Building Press, 2017.
- [2] NIEMI E, FRICKE W, MADDOX S J. Fatigue Analysis of welded components: Designer's guide to the structural hot-spot stress approach [R]. IIW-2006-1430.
- [3] 牛松,任慧龙,冯国庆. 基于裂纹扩展理论的船体结构疲劳评估[J]. 船舶力学,2015,19(8):958-965.
NIU S, REN H L, FENG G Q. Fatigue strength assessment of ship structures based on the crack propagation theory [J]. Journal of Ship Mechanics, 2015, 19(8): 958-965.
- [4] Federal Aviation Administration. Damage tolerance and fatigue evaluation of structure: AC 25.571-1D [S]. US, 2011.
- [5] BELVTSCHKO T, BLACK T. Elastic crack growth in finite elements with minimal remeshing [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1999, 45: 601-620.
- [6] MOËS N, DOLBOW J, BELVTSCHKO T. A finite element method for crack growth without remeshing [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1999, 46: 131-150.
- [7] DAUX C, MOËS N, DOLBOW J, et al. Arbitrary branched and intersecting cracks with extended finite element method [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2000, 48(12): 1741-1760.
- [8] 王乔. 基于扩展有限元法的大功率全回转推进器螺旋桨疲劳裂纹扩展特性研究[D]. 华中科技大学,2017.
WANG Q. Study on the properties of fatigue crack propagation for high-power rotary marine propeller based on XFEM [D].

Huazhong University of Science and Technology, 2017.

[9] 何龙龙, 刘志芳, 顾俊杰, 等. 基于XFEM的疲劳裂纹扩展路径和寿命预测[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(4): 737-743.

HENG L L, LIU Z F, GU J J, et al. Fatigue crack propagation path and life prediction based on XFEM [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019.

[10] 朱琳. 基于XFEM的加筋板结构疲劳裂纹扩展模拟方法研究[D]. 大连理工大学, 2021.

ZHU L. Research on simulation method of fatigue crack growth of stiffened plate structure based on XFEM [D]. Dalian University of Technology, 2021.

[11] BATOOL S A, AHMAD A, WADOOD A, et al. Development of lightweight aluminum-titanium alloys for aerospace applications [J]. Key Engineering Materials, 2018 (778):22-27.

[12] GOMEZ-GALLEGOS A, MANDAL P, GONZALEZ D, et al. Studies on titanium alloys for aerospace application [C]. Defect and Diffusion Forum, 2018(385):419-423.

[13] 黄学伟. 新结构材料力学行为的获取方法[D]. 西南交通大学, 2010.

HUANG X W. Experiment and simulation methods to investigate mechanics behavior of new structure materials [D]. Southwest Jiaotong University, 2010.

[14] 贾海深, 夏世玉, 张继林, 等. 高应变率下TA17钛合金的流变行为及其本构模型研究[J]. 机械强度, 2022, 44(4): 837-844.

JIA H S, XIA S Y, ZHANG J L, et al. Study on rheological behavior and constitutive model of TA17 titanium alloy at high strain rate [J]. Journal of Mechanical Strength, 2022, 44(4): 837-844.

[15] 李大东, 白威, 邓健, 等. 50 mm厚板TC4及TA17钛合金真空电子束焊接工艺研究[J]. 钢铁钒钛, 2022, 43(3): 40-46.

LI D D, BAI W, DENG J, et al. Study on vacuum electron beam welding process of 50 mm thick plate TC4 and TA17 titanium alloys [J]. Iron Steel Vanadium Titanium, 2022, 43(3):40-46.

[16] 于辉, 刘帅帅, 刘利刚, 等. TA17钛合金热力学行为及加工特性研究[J]. 稀有金属, 2017, 41(1):1-7.

YU H, LIU S S, LIU L G, et al. Hot Mechanical Behavior and Deformability of TA17 Titanium Alloy [J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2017, 41(1):1-7.

[17] PARIS P, ERDOGAN F. A critical analysis of crack propagation laws[J]. Journal of Basic Engineering, 1963, 85(4): 528-533.

[18] ABAQUS Inc. Abaqus analysis user's manual [M]. Providence, RI: Dassault Systèmes, 2020.

[19] CHABOCHE, J L. Time-independent constitutive theories for cyclic plasticity [J]. International Journal of plasticity, 1986, 2(2):149-188.

[20] COFFIN J L F. A study of the effects of cyclic thermal stresses on a ductile metal [J]. Transactions of the ASME, 1954, 76(6):931-950.