

新型航空铝合金材料复杂形貌点蚀损伤应力集中效应分析*

刘治国,李旭东,陈川

(海军航空大学青岛校区 航空机械工程与指挥系, 山东 青岛 266041)

摘要:根据7B04铝合金材料试件模拟加速点蚀试验检测结果,并结合铝合金材料点蚀行为机制、微观结构特征与随机性过程本质,构建由多个微观椭球体合成的楔入型与合围型两种典型复杂形貌点蚀损伤模型。采用ANSYS有限元方法建模并基于线弹性断裂力学,对上述两种点蚀损伤模型的应力集中效应进行计算与分析。研究发现:两种复杂形貌特征的点蚀损伤模型产生的应力集中系数数值基本相当,各个微观椭球体蚀坑分别对应力分布产生影响并相互干涉与叠加,造成复杂形貌点蚀损伤模型的应力集中系数数值增大;两种复杂形貌点蚀损伤模型的应力主要集中在各个微观椭球体蚀坑交会的位置,大都位于宏观点蚀损伤的侧边;两种复杂形貌点蚀损伤模型的应力集中效应作用区域的尺寸与铝合金材料微观晶粒尺寸、点蚀萌生的短裂纹初期尺寸基本相当。

关键词:7B04 铝合金;应力集中效应;复杂形貌;点蚀损伤;微观椭球体蚀坑

中图分类号:TG174.3;V216.5 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2021)02-093-09

Stress concentration effect analysis of new aviation aluminum alloy pitting corrosion damage with complex morphology

LIU Zhiguo, LI Xudong, CHEN Chuan

(Aviation Mechanical Engineering and Command Department, Qingdao Branch of Naval Aeronautical University, Qingdao 266041, China)

Abstract: Based on simulation accelerated pitting corrosion test results of 7B04 aluminum alloy specimen, which combined with the pitting corrosion mechanization and microstructure of aluminum alloy and stochastic process essence of pitting corrosion, two typical damage models with complex morphology which were composed of many micro-ellipsoid corrosion pits were erected through finite element method, two models were named wedging model and encircling model respectively. The stress concentration effect which was embodied by stress concentration factor and stress nephogram was calculated and analyzed through ANSYS software and linear elastic fracture mechanics. The results show that the stress concentration effect of wedging model and encircling model is very different from the results of simplified ellipsoid corrosion pits model. The stress concentration factor value of wedging model and encircling model is almost the same, and may increase because of interference and influence and superposition of each single micro-ellipsoid corrosion pits. The obvious area or location of stress concentration effect of wedging model and encircling model almost locates at the intersection region between each micro-ellipsoidal corrosion pit, the intersection regions almost are on the side of the macro corrosion pits. The size range of wedging model and encircling model stress concentration effect are well matched with the microscopic grain size and small crack size of aluminum alloy.

Keywords: 7B04 aluminum alloy; stress concentration effect; complex morphology; pitting corrosion damage; micro-ellipsoid corrosion pit

飞机铝合金结构在服役过程中受服役环境与载荷环境综合作用易产生腐蚀疲劳问题,并随着服役年限增加该问题愈发明显,多年来诸多学者对该问题持续研究,普遍认为飞机铝合金结构点蚀损伤位置是应力集中效应明显的区域,即点蚀损伤是铝合金结构疲劳裂纹萌生的主要源头^[1-7],由此开展了点蚀损伤萌生裂纹行为研究。诸多文献分别基于点蚀机理、微观断裂力学、材料学等理论,对点蚀损伤萌生疲劳裂纹物理过程的

影响因素进行量化分析^[2-4,7-10]。归纳其研究观点,大都认为铝合金的点蚀损伤形貌对其萌生裂纹行为具有显著影响,追根溯源可总结为点蚀损伤造成结构形状上产生不连续状态,在疲劳载荷作用下点蚀损伤处引发应力集中效应,促使疲劳裂纹成核、萌生与扩展。具体而言,点蚀损伤处的应力集中效应使损伤位置或区域应力增大,在局部产生微观塑性区,晶粒产生滑移变形,在疲劳载荷作用下反复滑移形成滑移带挤入与挤出,最终

* 收稿日期:2019-07-26

基金项目:国防科学技术基金资助项目(9140A25011007JB45)

作者简介:刘治国(1976—),男,辽宁大连人,副教授,博士,E-mail: qdnuaalzg@163.com

萌生裂纹,因而点蚀损伤在疲劳载荷作用下产生的应力集中效应是造成疲劳裂纹从点蚀损伤萌生的主要原因。

以往点蚀损伤应力集中效应研究主要聚焦在宏观方面^[11-15],普遍采用有限元软件构建球体、椭球体或半球体、半椭球体等简化蚀坑模型,并基于线弹性断裂力学或弹塑性断裂力学原理分析,建立与点蚀深度有关的尺寸指标与应力集中系数的对应与演变关系,部分地解释了点蚀损伤产生应力集中效应、进而萌生疲劳裂纹的机制。

但上述研究存在三方面不足,一是点蚀行为机制方面,飞机铝合金结构材料服役环境下的点蚀本质上是电化学过程,其行为机制是受材料本体微观结构、环境因素、载荷因素等多种因素作用的随机过程^[16-23],点蚀的萌生与扩展受材料微观结构与腐蚀过程中电流密度 I_p 直接影响^[20-25]。航空铝合金材料每平方毫米表面上大约有 2 000 个粒子,其点蚀的萌生和扩展是同时由多个微观粒子参与的电化学过程,且该过程与组成粒子密度正相关^[26-27],因此铝合金宏观点蚀损伤扩展是多个微观损伤同时累积的过程。文献[28-30]通过开展 7000 系列铝合金试件于一定浓度 NaCl 溶液中的浸泡点蚀试验对此物理过程进行了验证。二是根据飞机铝合金结构真实点蚀损伤检测结果来看,服役环境下的飞机铝合金结构的点蚀形貌实际上是非简单的椭球体,文献[31]中对某型机开展的腐蚀普查发现,其 LC4 铝合金壁板结构点蚀呈现出复杂形貌特征,即点蚀损伤呈面积较大、深度较浅的区域化片状特征。三是以往研究只是给出了应力集中系数随蚀坑几何参数的变化规律^[11-13],而没有开展应力集中效应在点蚀损伤内部的分布规律与变化规律研究,可以认为基于蚀坑简化为椭球体得到的应力集中效应分析对后续点蚀萌生裂纹行为研究缺乏针对性。同时,Pilkey 等^[32]通过 2024-T3 铝合金平板带中心孔的试件证实了点蚀损伤微观形貌特征对点蚀损伤的应力集中效应的影响,通过对比试件中心孔处带点蚀损伤与不带点蚀损伤的应力集中系数计算结果,发现中心孔与点蚀两种形貌的损伤对应力集中效应起到干涉放大作用,量值接近 2 倍。

综上分析,本文以国产新型航空铝合金材料 7B04 为研究对象,采用模拟某型航空装备服役环境的加速点蚀试验环境谱开展 7B04 铝合金试件加速点蚀试验。利用微观检测手段获取

其真实点蚀损伤形貌,以此形貌为依据并结合铝合金材料微观结构实际情况,采用有限元方法构建 7B04 铝合金材料与试验结果相吻合的具有复杂形貌特征点蚀损伤模型,并基于线弹性断裂力学,计算并分析所构建的点蚀损伤模型的应力集中效应。由此深入探讨复杂形貌特征对铝合金点蚀损伤应力集中效应的影响,并将计算与分析结论与文献[2-4,9,33]中点蚀萌生裂纹行为研究结论进行关联,对比验证本文分析方法与分析结论的合理性。

1 模拟加速点蚀试验

为最大程度获取 7B04 铝合金材料于服役环境中点蚀损伤形貌特征,采用文献[34-35]中环境谱设计方法得到模拟该材料典型服役环境的加速点蚀试验环境谱,并依据该谱开展材料试件的点蚀试验。环境谱的组成与文献[34-35]中相同,主要由湿热环境构成,其中溶液成分为质量分数为 5% 的 NaCl 溶液中加入稀 H_2SO_4 ,使溶液的 $pH = 4.0 \pm 0.2$,点蚀试验方式主要为周期浸润与高温烘烤。模拟加速点蚀试验开始前,考虑航空装备服役过程中真实载荷对 7B04 铝合金材料表面状态的影响,结合航空装备载荷谱,通过疲劳试验机以及专用夹具对试件预先施加恒定拉伸载荷 ($\sigma = 180 \text{ MPa}$),作用时间为 30 min。环境谱的具体组成如图 1 所示,当量腐蚀旧历年需要 335 次循环,共计 118.4 h。试件尺寸及原始形貌和材料成分分别如图 2 与表 1 所示。

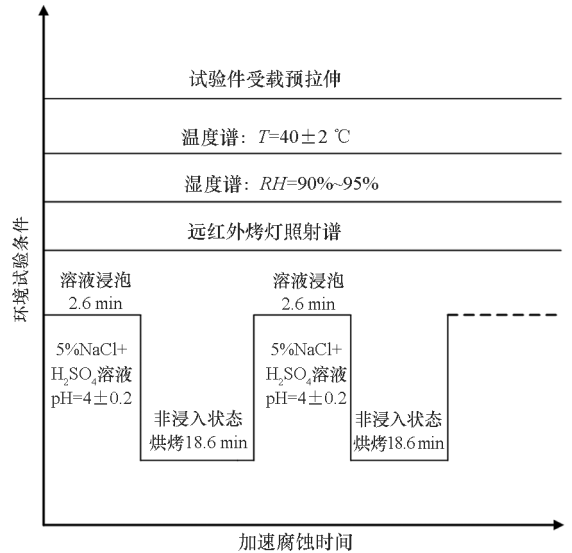
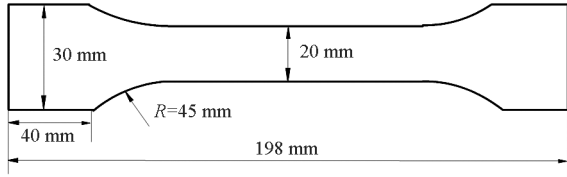


图 1 仿真加速点蚀试验环境谱

Fig. 1 Simulation accelerated pitting corrosion environment spectrum



(a) 尺寸
(a) Size



(b) 原始形貌
(b) Original morphology

图2 试件尺寸及原始形貌

Fig. 2 Size and original morphology of specimen

表1 7B04 铝合金材料成分表

Tab. 1 Composition of 7B04 aluminum alloys

元素	Cu	Mg	Mn	Zn	
质量分数	3.8~4.3	1.7~2.3	0.4~0.9	<0.1	
元素	Si	Fe	Ti	Ca	Al
质量分数	<0.2	<0.3	<0.1	<0.1	The others

根据文献[35]中程序开展试件8、9、10当量点蚀年限的加速点蚀试验,各年限试验结束后采用科士达三维显微镜对试件表面点蚀损伤进行微观层面测量与立体拍摄,获取其真实点蚀损伤数据与形貌特征。部分损伤宏观数据如表2所示,表中数据为 $L \cdot W \cdot H$,其中的 L 、 W 、 H 定义如文献中[31]所示,分别表示宏观点蚀坑的表面长度、表面宽度与点蚀深度。典型点蚀损伤形貌特

征如图3所示。从图3中可见,7B04铝合金点蚀损伤宏观上呈片状区域化,损伤整体是由多个微观损伤随机合并、累积而成,呈非规则形状,具有复杂特征,该形貌特征与文献[18-23]中关于铝合金点蚀机理的研究结论一致,但与文献[11-15]中的简化椭球体点蚀损伤模型存在较大偏差。

表2 7B04 试件加速点蚀试验点蚀损伤数据

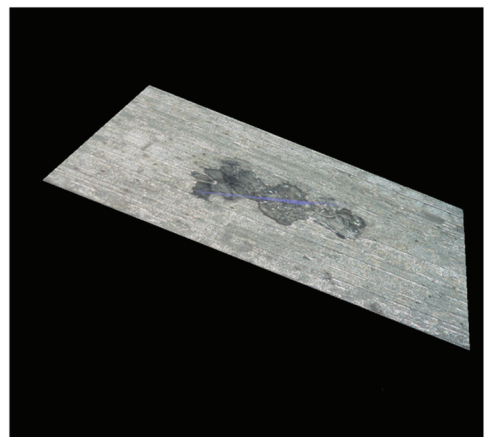
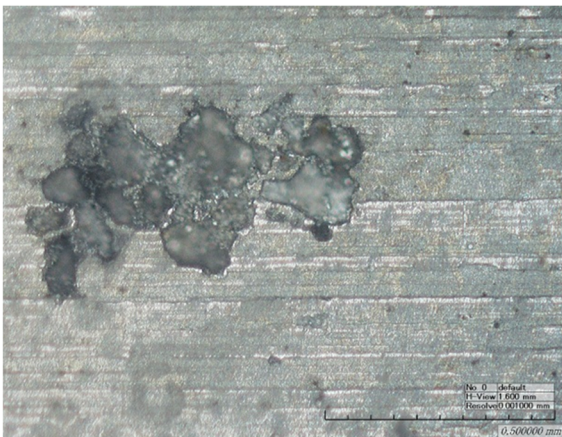
Tab. 2 Corrosion pits damage data of 7B04 specimen during accelerated pitting corrosion test

单位: μm

腐蚀周期		
8 a	9 a	10 a
45.2 × 22.1 × 11.3	52.2 × 17.8 × 15.9	79.2 × 30.1 × 18.8
62.4 × 11.4 × 12.4	76.8 × 35.6 × 21.7	68.9 × 23.0 × 21.9
38.6 × 28.1 × 10.7	48.0 × 20.5 × 21.5	96.4 × 34.3 × 23.1
⋮	⋮	⋮
43.7 × 16.0 × 9.8	46.5 × 18.9 × 13.8	102.0 × 34.8 × 21.7
37.5 × 11.8 × 11.7	61.0 × 24.4 × 15.5	88.5 × 25.1 × 22.9
46.6 × 24.3 × 14.1	75.4 × 17.6 × 23.2	76.3 × 36.8 × 30.5

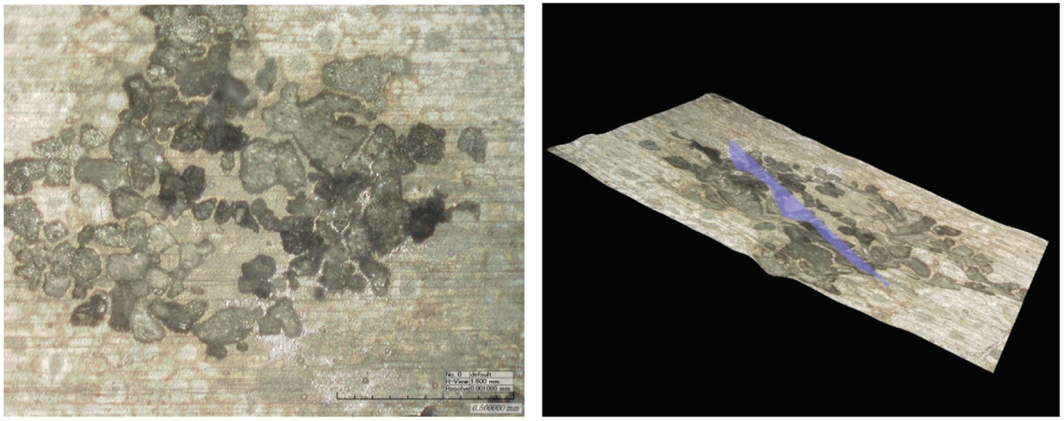
2 复杂形貌点蚀损伤有限元建模及计算

Harlow、Sabelkin、Wei、刘治国等^[18-23]研究认为铝合金点蚀本质是其内部微观粒子与铝合金基体之间存在电位差而产生的电化学腐蚀。点蚀过程通常分为多个阶段,通常从单个或多个微观粒子处萌生,萌生处铝基体完全溶解后,后续附近其他微观粒子继续与铝基体间形成电化学点蚀条件,点蚀过程继续,点蚀损伤逐渐扩展。文献[36-37]通过扫描电镜对铝合金点蚀萌生与扩展过程的形貌特征进行研究,将其演变过程的形貌归纳为椭球体、楔型深入而后扁平化3个阶段。因而



(a) 点蚀初期

(a) Initial pitting corrosion



(b) 点蚀后期

(b) Late pitting corrosion

图 3 典型点蚀损伤形貌

Fig. 3 Typical pitting corrosion morphology

铝合金点蚀初期其微观点蚀损伤形貌可视为椭球体特征^[20-21,27-28],且由于萌生处的各个微观粒子在空间分布上较为接近^[21-22],所以各个微观点蚀损伤存在相互接触与补偿^[36-37]。

分析本文模拟加速点蚀试验图 3 中所示结果,可以看出图 3(a)与(b)所观测到的典型宏观点蚀损伤是由多个微观点蚀损伤合并而成,与上述文献^[36-37]研究结论较为一致,因而 7B04 铝合金材料服役环境下的宏观点蚀损伤,实际是由多个形貌特征呈椭球体的微观点蚀损伤合并而成,且各个微观椭球体点蚀损伤遵循铝合金点蚀电化学行为机制而存在相互接触与补偿。同时文献^[38-41]研究发现:铝合金点蚀过程中,其损伤形貌宏观上表现出深度发展优先,然后趋于平行于表面的层间晶界横向发展的规律,即点蚀行为宏观表现为先期深度方向发展、后期后趋于扁平化发展特点。点蚀损伤先期向深度方向发展时,形貌呈条带楔形;后期蚀坑内部横向发展时,点蚀损伤形成合围状。综合本文试验结果和上述文献结论,最后结合文献^[16-17]中关于铝合金点蚀电化学随机性过程本质的描述,考虑两种点蚀损伤发展演变阶段,即先期深度发展阶段和后续横向发展阶段,分别构建“楔入型”与“合围型”两种典型损伤模型,分别代表铝合金点蚀两个典型发展阶段,每种损伤模型分别由多个微观损伤累积、合并而成。

文献^[20,29,40-42]通过微观观察,7000 系列铝合金的微观粒子平均半径为 3 ~ 15 μm 不等,微观粒子的密度为 2 000 个/ mm^2 。考虑构建模型的真实性和结合表 2 中点蚀试验检测得到的宏观点蚀损伤数据,定义上述“楔入型”与“合围型”两种典型损伤模型中的微观椭球体数量、类型数量与各个微观椭球体损伤尺寸,具体如表 3

所示。“楔入型”与“合围型”两种典型损伤模型中的微观椭球体数量分别为 20 与 29;微观椭球体损伤尺寸考虑文献^[20,29,42]中关于微观粒子平均半径的描述,两种模型基本采用等差数列的方式,微观损伤的半径分别定义为 3 μm 、5 μm 、7 μm 、10 μm 与 15 μm 不等;微观椭球体损伤的类型数量则进一步结合点蚀周期对点蚀损伤尺寸的影响,分别定义为 4 与 5。由此得到的两种点蚀损伤模型的宏观尺寸与表 2 中试验结果较为吻合。

基于表 3 中的数据,采用有限元分别构建两种损伤模型。对于“楔入型”模型,由 20 个相互接触的椭球体构成的空间表征点蚀损伤内部,楔入形貌符合先期点蚀损伤趋向材料内部延展的特点;对于“合围型”模型,共计 29 个椭球体,形成两个单向“楔入型”模型,表示后期点蚀损伤扩展过程中,两个点蚀损伤内部横向发展、相互融合构成一个合围型损伤缺陷。

构建的有限元损伤模型如图 4 所示。

表 3 微观椭球体蚀坑尺寸及数量

Tab. 3 Dimension and number value of each micro-ellipsoidal corrosion pit

损伤模型	类型数量	尺寸($L_i \cdot W_i \cdot H_i$)/ μm	椭球体数量
楔入型	4	6 × 3 × 3	10
		10 × 5 × 5	5
		10 × 7 × 7	3
		15 × 10 × 10	2
合围型	5	6 × 3 × 3	15
		10 × 5 × 5	5
		10 × 7 × 7	4
		15 × 10 × 10	3
		20 × 15 × 15	2

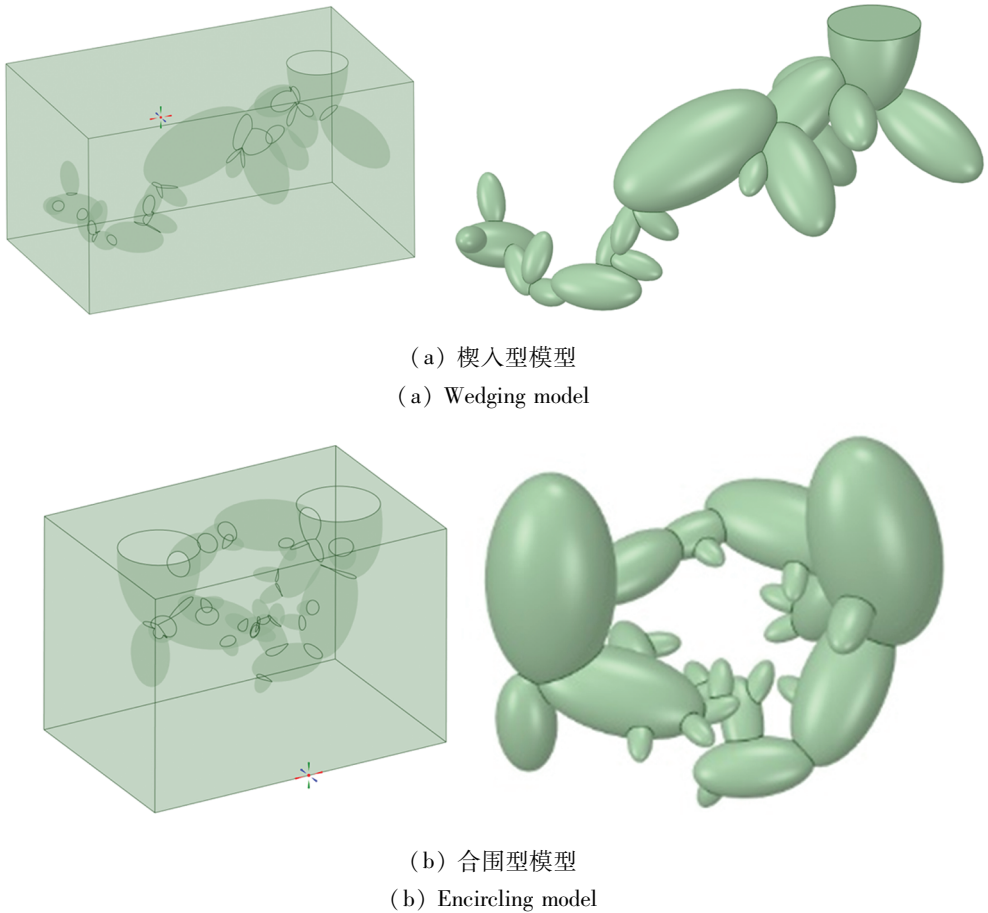


图4 典型点蚀损伤构造模型

Fig. 4 Typical construction model of pitting corrosion damage

3 复杂形貌点蚀损伤模型应力集中效应计算

通常情况下,应力集中效应数值量化以应力集中系数 k_t 表征^[43],定量表达式为:

$$k_t = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{\text{nom}}} \quad (1)$$

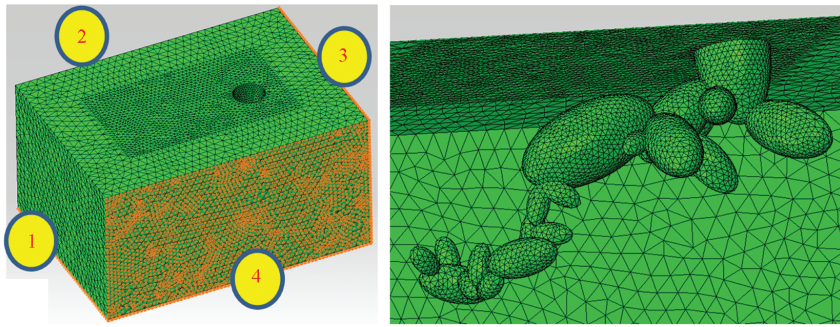
式中, σ_{\max} 和 σ_{nom} 分别表示几何形状不连续区域的局部最大弹性应力和远场名义应力。

采用四面体二次单元进行网格划分,四面体单元的优势是能够适应任何几何形状,二次单元技术可以确保足够的计算精度。单元采用两种尺寸,包络点蚀损伤的长方体块作为核心区,采用较小的单元尺寸,从而能够精确反映出各个微观椭球体损伤,而核心区外围应力梯度较小,因此采用较大的单元尺寸以减少总的单元数量。

边界条件方面,两个模型中都采用局部模型,上表面为自由面,下表面为切分面。而4个侧面

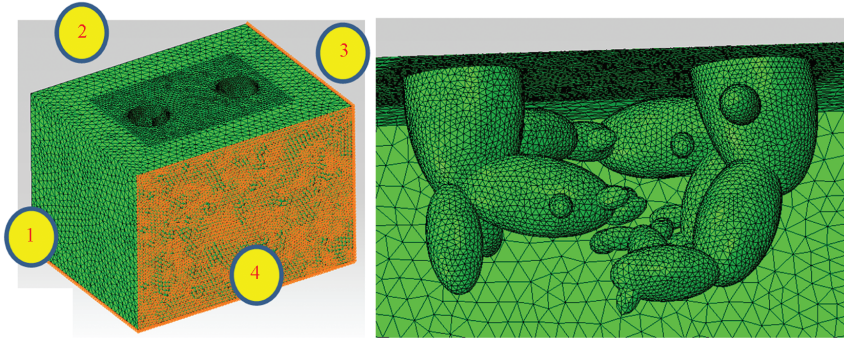
中,1、3面为自由面,2、4面为切分面,采用约束切分面法向自由度的方法进行结构固定。考虑轴向加载,在1、3面施加均布拉力,如图5所示。

有限元计算过程中相关参数的定义^[44]为:7B04铝合金的泊松比 $\nu = 0.33$,弹性模量 $E = 70 \text{ GPa}$,拉伸强度 $\sigma_b = 640 \text{ MPa}$,屈服强度 $\sigma_{0.2} = 600 \text{ MPa}$,载荷为试件两端均布的拉伸载荷 $\sigma_{0.2} = 180 \text{ MPa}$,载荷方向平行于试件纵轴线方向。基于ANSYS软件分别对上述两种特征形貌损伤模型的应力集中效应进行计算与分析,根据材料屈服强度 $\sigma_{0.2} = 600 \text{ MPa}$ 可知,点蚀损伤处的应力集中系数达到3.33以上时,此时材料进入塑性状区,因此采用ANSYS软件中的Multilinear Isotropic Hardening材料模型进行建模分析。计算得到的两种损伤模型下应力云图如图6所示。“楔入型”模型的最大应力集中系数为3.401,“合围型”模型的最大应力集中系数为3.431。



(a) 楔入型模型

(a) Wedging model

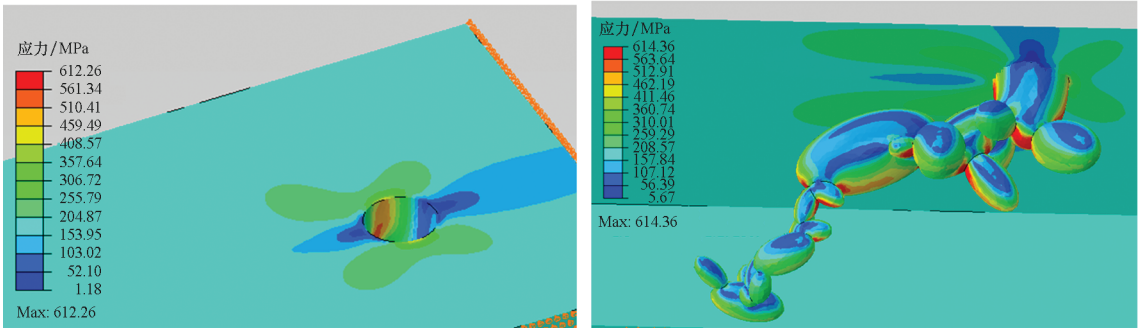


(b) 合围型模型

(b) Encircling model

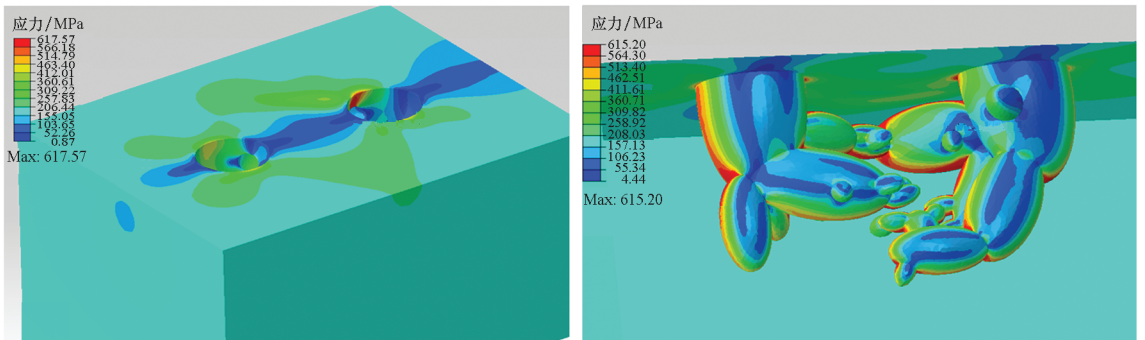
图 5 有限元网格划分

Fig. 5 Mesh of finite element model



(a) 楔入型模型

(a) Wedging model



(b) 合围型模型

(b) Encircling model

图 6 典型损伤模型应力分布图

Fig. 6 Stress nephogram of typical pitting corrosion damage model

4 分析与讨论

从应力云图6和应力集中系数计算结果可以看出,复杂形貌点蚀损伤模型应力集中效应比较复杂,主要体现在以下两方面:应力集中系数数值大;应力集中效应的影响区域多。

从应力集中系数数值来看,本文所构建的7B04铝合金两种典型复杂形貌点蚀损伤模型的应力集中系数数值基本相当,文献[6-7]研究认为,在同等载荷条件下,点蚀损伤引发的应力集中效应大小直接影响其萌生裂纹行为进而影响其疲劳寿命,通常应力集中系数大易萌生裂纹并缩减结构疲劳寿命。基于上述分析可以认为:在同等载荷条件下含本文所构建的两种形貌特征点蚀损伤的试件疲劳寿命应基本相同。但Walde^[2]、Sankaran^[3]等研究认为,在同等载荷条件下,腐蚀周期对铝合金结构的疲劳寿命同样有直接影响,往往腐蚀周期长,疲劳寿命降低程度大。综上可知,本文的计算结果与文献[2-3]研究结论貌似相矛盾。但实际上,图6中所示的是仅仅表示两种典型损伤形貌特征所对应的应力集中效应分析结果,在本文的点蚀试验条件下,点蚀周期长的试件较点蚀周期短的试件产生的点蚀损伤多,其疲劳寿命在统计意义方面通常会低于点蚀周期短的试件疲劳寿命,这与文献[2-3]的结论是一致的。

此外,本文所构建的两种典型复杂形貌点蚀损伤模型的应力集中系数数值与文献[11]相比整体偏大,即在同等载荷条件下,相比于文献[11]中的应力集中系数约偏大51.8%,说明多个微观椭球体蚀坑间的应力分布存在相互干涉行为。应力分布的干涉行为引发应力集中放大效应,这是因为,本文构建的复杂形貌特征点蚀损伤为多个微观椭球体蚀坑合并,在宏观上,合并成的宏观损伤尺寸参量与各个微观椭球体蚀坑尺寸参量在同一数量级,各个微观椭球体蚀坑会对应力分布产生影响,各个影响相互叠加,造成应力集中效应放大。由应力集中系数数值可见,采用本文所构建的模型开展应力集中效应分析以及后续的飞机铝合金结构腐蚀疲劳寿命分析,其计算结果相对于采用简化椭球体点蚀损伤模型开展的相关计算结果更加安全。

从应力集中效应的影响区域来看,由图6可见,两种复杂形貌特征点蚀损伤其应力集中效应影响区域明显增多,效应明显的区域主要分布在各个微观椭球体蚀坑交会的位置,各个微观椭球

体蚀坑交会位置大都位于其合并而成的宏观蚀坑的侧边,如图6中细节所示。由此可以认为复杂形貌特征点蚀损伤的多个侧边位置应力集中效应明显。该研究结论与文献[11]中采用单个半椭球体简化蚀坑模型进行的应力集中效应分析结果存在明显不同,文献[11]认为应力集中效应明显的区域主要集中在半椭球体点蚀损伤的底部。将上述两种研究结论与点蚀萌生裂纹行为的相关研究进行关联分析,铝合金材料点蚀萌生裂纹行为与其点蚀损伤的应力集中效应息息相关,文献[2,33]研究认为点蚀萌生的裂纹在初期为短裂纹,短裂纹通常由应力集中效应明显的区域或位置萌生,其通过分阶段疲劳试验并结合断口分析的方式分别对2024-T3铝合金与LC4CZ铝合金点蚀裂纹萌生位置进行观测,发现上述两种铝合金材料在预点蚀后的疲劳裂纹主要在点蚀损伤的侧边位置萌生。由此说明本文所构建的复杂形貌特征点蚀损伤及其应力集中效应分析结果与点蚀萌生裂纹行为的实际物理过程关联度较好。

除上述分析外,从图6中还能够看出应力集中效应作用区域有一定的尺寸范围,依据文献[20,24-26,36-37]研究结论,该尺寸范围与铝合金材料微观晶粒尺寸相当。上述提及点蚀萌生的裂纹为短裂纹,短裂纹尺寸与晶粒尺寸也在同一数量级^[2,28],因而在短裂纹扩展过程中点蚀损伤产生的应力集中效应仍起作用,使裂纹穿越晶粒边界或组成粒子的障碍,宏观上表现为短裂纹扩展速率的波动。Walde等^[2,7]进一步研究表明,铝合金材料点蚀萌生裂纹行为是由多个短裂纹干涉、合并而成。从上述分析可知,复杂形貌点蚀损伤产生的应力集中效应在这个过程中的作用方式、区域、程度都将随着短裂纹数量、方位以及扩展而发生变化,此部分内容需结合铝合金短裂纹扩展行为开展专门试验研究。

最后,在上述建模及计算分析过程中,将7B04铝合金材料视为具有各向同性,但根据文献[20,21-24]研究,铝合金加工工艺会影响内部微观结构,而微观结构也是影响铝合金点蚀萌生裂纹行为的重要因素,该因素在建模与计算分析中都没有考虑,所以上述分析是理想化的结论。

5 结论

本文以新型航空铝合金材料7B04为研究对象,采用模拟加速点蚀试验环境谱的方法开展该材料试件的加速点蚀试验,依据点蚀损伤检测结果,并结合相关文献中铝合金点蚀电化学机理与

微观结构特征结论,合理确定 7B04 铝合金点蚀损伤形貌特征,采用有限元方法构建由多个微观椭球体蚀坑合并而成的“楔入型”与“合围型”两种复杂形貌点蚀损伤模型,并基于线弹性断裂力学对所建两种点蚀损伤模型产生的应力集中效应进行计算与分析,研究发现:

1)“楔入型”与“合围型”两种典型复杂形貌点蚀损伤模型的应力集中系数数值基本相当,且在同等载荷条件下,其应力集中系数数值相比于单个半椭球体简化点蚀损伤模型的应力集中系数约偏大 51.8%,究其原因,复杂形貌特征点蚀损伤模型中的各个微观椭球体蚀坑分别对应力分布产生影响,各个影响相互干涉与叠加,形成了应力集中放大效应。

2)“楔入型”与“合围型”两种典型复杂形貌点蚀损伤模型的应力集中效应明显的区域或位置较多,主要分布在各个微观椭球体蚀坑交会的位置,各个微观椭球体蚀坑交会位置大都位于其合并而成的宏观蚀坑的侧边,可以认为复杂形貌特征的点蚀损伤的多个侧边位置应力集中效应明显。

3)“楔入型”与“合围型”两种典型复杂形貌点蚀损伤模型的应力集中效应作用区域有一定的尺寸范围,该尺寸范围与铝合金材料微观晶粒尺寸、点蚀萌生的短裂纹初期尺寸相当,因而点蚀萌生的短裂纹在扩展初期过程中点蚀损伤产生的应力集中效应仍起作用。

参考文献 (References)

- [1] SHI P, MAHADEVAN S. Damage tolerance approach for probabilistic pitting corrosion fatigue life prediction [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2001, 68(13): 1493 - 1507.
- [2] VAN DER WALDE K, HILLBERRY B M. Initiation and shape development of corrosion-nucleated fatigue cracking[J]. *International Journal of Fatigue*, 2007, 29(7): 1269 - 1281.
- [3] SANKARAN K K, PEREZ R, JATA K V. Effects of pitting corrosion on the fatigue behavior of aluminum alloy 7075 - T6: modeling and experimental studies[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2001, 297(1/2): 223 - 229.
- [4] DUQUESNAY D L, UNDERHILL P R, BRITT H J. Fatigue crack growth from corrosion damage in 7075 - T6511 aluminium alloy under aircraft loading [J]. *International Journal of Fatigue*, 2003, 25(5): 371 - 377.
- [5] 张有宏. 飞机结构的腐蚀损伤及其对寿命的影响[D]. 西安: 西北工业大学, 2007: 1 - 6.
ZHANG Youhong. The corrosion damage and its effect on life of aircraft structure [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007: 1 - 6. (in Chinese)
- [6] 张川. 含腐蚀损伤金属材料剩余寿命与剩余强度研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012: 1 - 3.
ZHAG Chuan. Research on residual life and residual strength of metals with corrosion damage [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012: 1 - 3. (in Chinese)
- [7] VAN DER WALDE K, HILLBERRY B H. Characterization of pitting damage and prediction of remaining fatigue life[J]. *International Journal of Fatigue*, 2008, 30(1): 106 - 118.
- [8] JONES K, HOEPPNER D W. The interaction between pitting corrosion, grain boundaries, and constituent particles during corrosion fatigue of 7075 - T6 aluminum alloy [J]. *International Journal of Fatigue*, 2009, 31(4): 686 - 692.
- [9] PAO P S, GILL S J, FENG C R. On fatigue crack initiation from corrosion pits in 7075 - T7351 aluminum alloy [J]. *Scripta Materialia*, 2000, 43(5): 391 - 396.
- [10] WANG X S, LI X D, YANG H H, et al. Environment-induced fatigue cracking behavior of aluminum alloys and modification methods [J]. *Corrosion Reviews*, 2015, 33(3/4): 119 - 137.
- [11] 刘治国, 王海东, 贾明明. 航空铝合金点蚀形貌对应力集中系数影响量化分析[J]. *强度与环境*, 2018, 45(1): 25 - 31.
LIU Zhiguo, WANG Haidong, JIA Mingming. Quantitative influence analysis of aero aluminum alloy pitting corrosion morphology to stress concentration factor [J]. *Structure & Environment Engineering*, 2018, 45(1): 25 - 31. (in Chinese)
- [12] MUHAMMET C. Numerical investigation on torsional stress concentration factor at the semi elliptical corrosion pit [J]. *Corrosion Science*, 2013, 67: 225 - 232.
- [13] HUANG Y, WEI C, CHEN L, et al. Quantitative correlation between geometric parameters and stress concentration of corrosion pits [J]. *Engineering Failure Analysis*, 2014, 44: 168 - 178.
- [14] TURNBULL A, WRIGHT L, CROCKER L. New insight into the pit-to-crack transition from finite element analysis of the stress and strain distribution around a corrosion pit [J]. *Corrosion Science*, 2010, 52(4): 1492 - 1498.
- [15] 朱海涛. 基于腐蚀等级的直升机铝合金动部件寿命评定技术研究[D]. 烟台: 海军航空工程学院, 2011: 56 - 65.
ZHU Zuotao. Research on the life evaluation of aluminum alloy for helicopter's dynamic components based on corrosion grade [D]. Yantai: Naval Aeronautical Engineering Institute, 2011: 56 - 65. (in Chinese)
- [16] MURER N, BUCHHEIT R G. Stochastic modeling of pitting corrosion in aluminum alloys [J]. *Corrosion Science*, 2013, 69(1): 139 - 148.
- [17] VALOR A, CALEYO F, ALFONSO L, et al. Stochastic modeling of pitting corrosion: a new model for initiation and growth of multiple corrosion pits [J]. *Corrosion Science*, 2007, 49(2): 559 - 579.
- [18] HARLOW D G, NARDIELLO J, PAYNE J. The effect of constituent particles in aluminum alloys on fatigue damage evolution; statistical observations [J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(3): 505 - 511.
- [19] SABELKIN V, PEREL V Y, MISAK H E, et al. Investigation into crack initiation from corrosion pit in 7075 - T6 under ambient laboratory and saltwater environments [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2015, 134: 111 - 123.
- [20] WEI R P. A model for particle-induced pit growth in aluminum alloys [J]. *Scripta Materialia*, 2001, 44(11): 2647 - 2652.

- [21] HARLOW D G. Constituent particle clustering and pitting corrosion [J]. *Metallurgical and Materials Transactions A*, 2011, 43(8): 2832 - 2837.
- [22] 刘治国, 王海东, 穆志韬. 基于微观结构的航空铝合金点蚀扩展行为研究 [J]. *航空工程进展*, 2017, 8(2): 148 - 152.
LIU Zhiguo, WANG Haidong, MU Zhitao. Research of aircraft aluminum alloys pitting corrosion growth behavior based on micro-structure [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2017, 8(2): 148 - 152. (in Chinese)
- [23] HARLOW D G, WEI R P. Probability modeling and material microstructure applied to corrosion and fatigue of aluminum and steel alloys [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2009, 76(5): 695 - 708.
- [24] HARLOW D G, NARDIELLO J, PAYNE J. The effect of constituent particles in aluminum alloys on fatigue damage evolution; statistical observations [J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(3): 505 - 511.
- [25] WANG X H, WANG J H, FU C W. Characterization of pitting corrosion of 7A60 aluminum alloy by EN and EIS techniques [J]. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2014, 24(12): 3907 - 3916.
- [26] GRILLI R, BAKER M A, CASTLE J E, et al. Localized corrosion of a 2219 aluminium alloy exposed to a 3.5% NaCl solution [J]. *Corrosion Science*, 2010, 52(9): 2855 - 2866.
- [27] SAMELJUK A V, NEIKOV O D, KRAJNIKOV A V, et al. Effect of rapid solidification on the microstructure and corrosion behaviour of Al-Zn-Mg based material [J]. *Corrosion Science*, 2007, 49(2): 276 - 286.
- [28] ROKHLIN S I, KIM J Y, NAGY H, et al. Effect of pitting corrosion on fatigue crack initiation and fatigue life [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1999, 62(4/5): 425 - 444.
- [29] ENGELHARDT G, STREHBLow H H. The determination of the shape of developing corrosion pits [J]. *Corrosion Science*, 1994, 36(10): 1711 - 1725.
- [30] 付高, 邓运来, 戴青松. 微量元素含量对 7N01 铝合金在加速腐蚀环境中腐蚀行为的影响 [J]. *热加工工艺*, 2015, 44(14): 1 - 6.
FU Gao, DENG Yunlai, DAI Qingsong. Effects of microelement content on corrosion behavior in accelerated corrosion environment of 7N01 Al alloy [J]. *Hot Working Technology*, 2015, 44(14): 1 - 6. (in Chinese)
- [31] 刘治国, 李旭东, 穆志韬. LC4 铝合金服役环境下点蚀形貌特征及其演变规律研究 [J]. *航空材料学报*, 2017, 37(4): 25 - 32.
LIU Zhiguo, LI Xudong, MU Zhitao. Pitting corrosion topography characteristics and evolution laws of LC4 aluminum alloy in service environment [J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2017, 37(4): 25 - 32. (in Chinese)
- [32] PILKEY W D. Peterson's stress concentration factors [M]. 2nd ed. US: John Wiley and Sons, 1997.
- [33] 刘治国, 颜光耀, 穆志韬. LC4CZ 铝合金机场环境下点蚀萌生疲劳裂纹行为研究 [J]. *推进技术*, 2018, 39(6): 1379 - 1385.
LIU Zhiguo, YAN Guangyao, MU Zhitao. Research on pitting corrosion nucleating fatigue crack behavior of LC4CZ aluminum alloys in airport environment [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(6): 1379 - 1385. (in Chinese)
- [34] 刘治国, 穆志韬, 边若鹏. LD2 铝合金加速腐蚀蚀坑演化的 ARIMA 模型研究 [J]. *机械强度*, 2012, 34(4): 608 - 614.
LIU Zhiguo, MU Zhitao, BIAN Ruopeng. Study on ARIMA model of LD2 aluminum alloy accelerated corrosion pit evolution [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2012, 34(4): 608 - 614. (in Chinese)
- [35] 刘治国, 颜光耀, 吕航. 7B04 铝合金服役环境下点蚀表面损伤特征研究 [J]. *环境技术*, 2017, 10(5): 46 - 49.
LIU Zhiguo, YAN Guangyao, LYU Hang. Research on pitting corrosion damage characteristics of 7B04 aluminum alloys in service environment [J]. *Environment Technology*, 2017, 10(5): 46 - 49. (in Chinese)
- [36] LIANG L B, HE Y D, SONG H Z. Morphological evolution of tunnel tips for aluminum foils during DC etching [J]. *International Journal of Minerals, Metallurgy and Materials*, 2013, 20(10): 961 - 966.
- [37] OSAWA N, FUKUOKA K. Pit nucleation behavior of aluminium foil for electrolytic capacitors during early stage of DC etching [J]. *Corrosion Science*, 2000, 42(3): 585 - 597.
- [38] 戴芸, 刘胜胆, 邓运来, 等. 7020 铝合金在 3.5% NaCl 溶液中的点蚀行为 [J]. *中国腐蚀与防护学报*, 2017, 37(3): 279 - 286.
DAI Yun, LIU Shengdan, DENG Yunlai, et al. Pitting corrosion of 7020 aluminum alloy in 3.5% NaCl solution [J]. *Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection*, 2017, 37(3): 279 - 286. (in Chinese)
- [39] 胡艳玲, 李获, 郭宝兰. LY12CZ 铝合金型材的腐蚀动力学统计规律研究及日历寿命预测方法探讨 [J]. *航空学报*, 2000, 21(增刊1): 53 - 57.
HU Yanling, LI Di, GUO Baolan. Statistical study of corrosion dynamics law and method to predict calendar life for LY12CZ aluminum alloy [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2000, 21(Suppl. 1): 53 - 57. (in Chinese)
- [40] JILANI O, NJAH N, PONTIAUX P. Transition from intergranular to pitting corrosion in fine grained aluminum processed by equal channel angular pressing [J]. *Corrosion Science*, 2014, 87: 259 - 264.
- [41] BRUNNER J G, BIRBILIS N, RALSTON K D, et al. Impact of ultrafine-grained microstructure on the corrosion of aluminum alloy AA2024 [J]. *Corrosion Science*, 2012, 57: 209 - 214.
- [42] ZANDER D, SCHNATTERER C, ALTENBACH C, et al. Microstructural impact on intergranular corrosion and the mechanical properties of industrial drawn 6056 aluminum wires [J]. *Materials & Design*, 2015, 83: 49 - 59.
- [43] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 6 - 10.
YAO Weixing. Fatigue life analysis of structure [M]. Beijing: Defense Industry Publishing House, 2003: 6 - 10. (in Chinese)
- [44] 潘志军. 热处理对 7B04 高强度铝合金强韧性的影响 [D]. 长沙: 中南大学, 2002: 44 - 47.
PAN Zhijun. Influence of heat treatment to 7B04 aluminum alloy toughness [D]. Changsha: Central South University, 2002: 44 - 47. (in Chinese)