

正应力对 7150 铝合金剥蚀行为的影响

黄昌龙^{1,2} 万小鹏¹ 赵美英¹ 徐海蓉²

(1. 西北工业大学航空学院 西安 710072; 2. 广州民航职业技术学院 广州 510403)

摘要: 针对老龄飞机 7150 铝合金结构普遍存在的剥蚀问题, 在海洋性盐雾环境下, 通过 T73 时效态不受载和悬臂梁加载剥蚀试验, 以及 T77 时效态波音 737CL 龙骨梁下缘条不受载和受载剥蚀试验, 研究了正应力对 7150 铝合金剥蚀的影响。结果表明: T73 时效态剥蚀, L 轴向拉应力作用表面最轻, 其次为不受载表面, L 轴向压应力作用表面最严重。T77 时效态龙骨梁下缘条剥蚀, 在 L 轴向压应力作用下的产生和扩展速度, 比不受载状态下快得多。由此认为: L 轴向压应力可以加速 7150 铝合金剥蚀的形成和扩展, 而 L 轴向拉应力可以抑制剥蚀的形成和扩展。

关键词: 剥蚀 拉应力 抑制 压应力 加速

中图分类号: TG 174.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-4537 (2011) 02-0135-04

1 前言

7150 铝合金为新一代高强度和耐腐蚀 Al-Zn-Mg-Cu 铝合金航空结构材料, 广泛应用于中国民航现有机型龙骨梁、机翼上蒙皮和尾翼前、后梁等承受挤压载荷的重要部位。然而, 波音 737CL 老龄飞机龙骨梁等 7150 铝合金结构, 服役过程中普遍存在剥蚀问题。

剥蚀 (EFC) 指辊压轧制的铝合金板材或者挤压成型的铝合金型材, 沿晶粒拉长平面产生的分层状腐蚀^[1,2]。剥蚀是一个电化学和力学共同作用的过程, 本质上是晶界析出相与相邻基体之间电偶腐蚀导致的晶间腐蚀^[3,4]。相关研究表明: 剥蚀扩展机理类似于应力腐蚀, 扩展动力为腐蚀产物的楔力^[5]。应力是影响剥蚀形成和扩展的重要因素^[6,7]。李劲风等^[8]根据 ASTM G34-79 试验标准, 采用悬臂梁加载方式在 EXCO 溶液中, 就拉应力对 7075 铝合金剥蚀的影响进行了研究, 认为拉应力可显著促进双级时效态 (121 °C/35 h+160 °C/20 h) 7075 铝合金剥蚀的发生和发展。

然而, 飞机结构腐蚀的统计数据表明: 7150 铝合金的剥蚀, 一般存在于结构压应力区域, 拉应力区域很少存在剥蚀。揭示 7150 铝合金剥蚀行为与正应力之间的关系, 对于通过设计合理控制结构应力、制

定合适的剥蚀预防和控制工艺和确保老龄飞机持续适航性并降低维修成本, 具有重要的意义。

本文通过 T73 时效态 7150 铝合金试件在海洋性盐雾环境下不受载和悬臂梁加载腐蚀的对比试验, 及 T77 时效态 7150 铝合金挤压型材的波音 737CL 龙骨梁下缘条在受载和不受载状态下的剥蚀对比试验, 研究了正应力对铝合金剥蚀行为的影响。

2 实验方法

实验用 T73 时效态 7150 铝合金均取自从波音公司购买的波音 737CL 龙骨梁下缘条原材料 BAC1505-2002 7150-T0 挤压型材, 然后参照波音公司铝合金热处理规范 BAC5602, 热处理至 T73 状态^[9]。7150 铝合金材料化学成分^[10]为: Zn 5.9~6.9, Mg 2.0~2.7, Cu 1.9~2.5, Zr 0.08~0.15, Fe 0.15, Si 0.12, Mn 0.10, Ti 0.06, Cr 0.04, 其他 0.15, Al 余量。不受载和悬臂梁加载腐蚀对比试验采用 T73 时效工艺 (115 °C ~125 °C/6 h~8 h+ 170 °C ~180 °C/11 h~13 h)。

共制作 T73 时效态 7150 铝合金试件 2 块, 分别用于不受载和悬臂梁加载下的剥蚀行为研究。试件通过机械加工制作成图 1 所示的矩形截面试片 (127.0 mm×2.5 mm×12.7 mm)。其中, 长度方向 l 为合金晶粒纵向 (L 轴向), 厚度方向 t 为长横轴向 (LT 轴向), 高度方向 h 为短横轴向 (ST 轴向)。

T73 时效态 7150 铝合金加载腐蚀试验, 采用图 1 所示悬臂梁加载方式: 试件左端 A 固定, 右端 B 点施加垂直方向载荷 P 。载荷 P 将导致试件内力弯矩 M 。试件上表面的 L 轴向晶粒承受弯矩引起的拉

定稿日期: 2010-08-23

基金项目: 海南航空股份有限公司技术攻关项目 (2006-2009) 和中国民航局科技项目资助

作者简介: 黄昌龙, 男, 1969 年生, 高级工程师, 研究方向为飞机结构维修理论与技术

通讯作者: 黄昌龙, E-mail: richardhcl@vip.sina.com

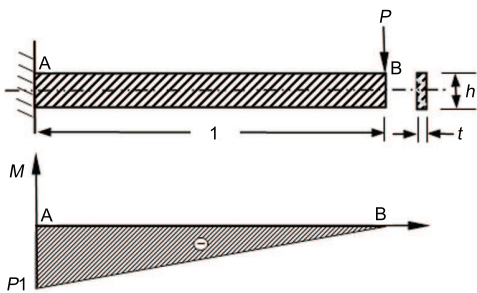


Fig.1 Cantilever beam test mode and internal force

伸载荷。下表面 L 轴向晶粒承受弯矩引起的挤压载荷。试件右端 B 点载荷 P 大小, 对应于 B 点挠度。

T73 时效态 7150 铝合金试件的力学性能^[11]为: 惯性矩 $I=416 \times 10^3 \text{ mm}^4$, 弹性模量 $E=72 \times 10^3 \text{ MPa}$, 挤压屈服强度 $F_{cy}=606 \text{ MPa}$, 拉伸屈服强度 $F_{ty}=572 \text{ MPa}$, 剪切极限强度 $F_{su}=317 \text{ MPa}$, 泊松比 $\mu=0.33$ 。试件右端 B 点在 ST 向极限载荷作用下, 最先失效模式为 A 端下表面纵向挤压失稳。此时, B 点极限载荷 P_{max} 为 300 N 、挠度为 6.6 mm 。为避免试件静强度失效, 实验中 B 点载荷 P 大小为 231 N , 对应挠度 5.1 mm 。

为模拟运营飞机海洋性盐雾环境并合理缩短试验周期, 试验参照波音公司晶间腐蚀试验方法 BSS7219 设计的以下步骤进行^[12]:

参照图 1 将试片左端 A 固定于夹具上, 通过固定于右端 B 点夹具上的调节螺杆加载。 B 点挠度通过螺杆伸长长度确定。将试片高度方向表面机械抛光至 $R_a=32$, 然后参照波音规范 BAC5786 碱洗去除高度方向表面 0.025 mm 左右的材料, 以彻底清除高度方向表面氧化层和打磨产生的铝屑^[13]。最后, 将加载试片连同夹具, 以及不受载状态试片, 放入装有约 $1/4$ 海水的透明玻璃容器并盖上容器。试片与海水之间保持约 25 mm 距离。海水取自海南岛海口市郊区西海岸, 每 3 d 更换一次。玻璃容器内放置湿度计和温度计。采用透明玻璃容器, 便于直接观察记录相对湿度、温度和试片腐蚀进程。

波音 737CL 龙骨梁下缘条材料, 为 7150-T77511 铝合金挤压型材。为了进一步研究正应力对 7150 铝合金剥蚀行为的影响, 将某架波音 737CL 龙骨梁 ADF 天线组件固定孔区域普遍存在剥蚀的左、右下缘条切割下来、褪掉表面保护漆层后, 将左下缘条 ADF 天线组件固定孔区域的剥蚀打磨清除干净, 并保留右下缘条 ADF 天线组件固定孔区域的剥蚀, 在不受载情况下, 直接暴露在海南岛距离海边约 1000 m 的海洋性盐雾环境中。然后, 与其它 8 架运营波音 737CL 上 16 条龙骨梁下缘条 ADF 天线组件固定孔区域原来存在轻微腐蚀、但已经打磨清除的修理区域腐蚀情况进行观察对比。

3 实验结果

T73 时效态 7150 铝合金不受载和悬臂梁加载腐蚀试验, 于 2009 年 4 月至 5 月期间在海南岛完成, 试验周期 40 d 。试验期间, 容器内平均温度范围 $26 \text{ }^\circ\text{C} \sim 32 \text{ }^\circ\text{C}$, 平均相对湿度 $97\% \text{ RH}$ 。观察结果显示: 在海洋性盐雾腐蚀环境下, T73 时效态 7150 铝合金不受载和悬臂梁加载试片, 具有以下腐蚀规律, 如图 2 所示, 其中图 2a 为悬臂梁加载试片的腐蚀情况, 图 2b 为不受力载试片腐蚀情况。

(1) 不受载和分别加载试片的上、下表面, 均存在剥蚀。

(2) 加载试片上表面剥蚀最轻, 其次为不受载试片表面, 加载试片下表面剥蚀最严重。

(3) 加载试片下表面剥蚀扩展速度, 从 B 端至 A 端逐渐加快。

T77 时效态 7150 铝合金的波音 737CL 龙骨梁下缘条 ADF 天线组件固定孔区域剥蚀对比试验, 历时三年多。观察结果显示, 在受载和不受载状态下, 波音 737CL 龙骨梁下缘条具有以下腐蚀规律:

(1) 未受载状态下, 龙骨梁左下缘条 ADF 天线组件固定孔剥蚀打磨区域, 历经三年多时间未出现剥蚀; 右下缘条 ADF 天线组件固定孔原来已经存在的剥蚀, 历经三年未见明显扩展。

(2) 运营飞机上处于受载状态的龙骨梁下缘条, 两年时间后, ADF 天线组件固定孔腐蚀打磨修理处压应力区域, 普遍存在较为严重的剥蚀(图 3), 其中图 3a 为龙骨架 BS605 处的腐蚀情况, 图 3b 为龙骨架 BS565 处腐蚀情况。

4 分析与讨论

图 1 为 T73 时效态 7150 铝合金悬臂梁加载方式及相应的内力弯矩。可见, 试件 AB 段弯矩从 B 端至 A 端线性增加。因此, 试件上表面拉应力及下表面压应力, 同样从 B 端至 A 端线性增加。

在相同盐雾腐蚀环境中, T73 时效态 7150 铝合金不受载试片表面剥蚀程度, 比悬臂梁加载试片上表面剥蚀严重、比下表面剥蚀轻微。这表明: L 轴向压应力, 可以加速 7150 铝合金剥蚀的形成和扩展; L 轴向拉应力, 可以抑制 7150 铝合金的剥蚀形成和扩展。悬臂梁加载试片下表面的剥蚀速度, 从加载端 B 至固定端 A 逐渐加快, 进一步说明 L 轴向的压应力越高, 剥蚀扩展速度越快。

飞行过程中, 龙骨梁的受力主要来自机身总体弯矩导致的机身纵向挤压载荷, 使得下缘条应力主要为 L 轴向压应力。龙骨梁下缘条打磨修理区域由于承载面积减小、应力集中等原因, 使得飞行过程中机身总体弯矩导致的应力水平上升。未受载状态下,

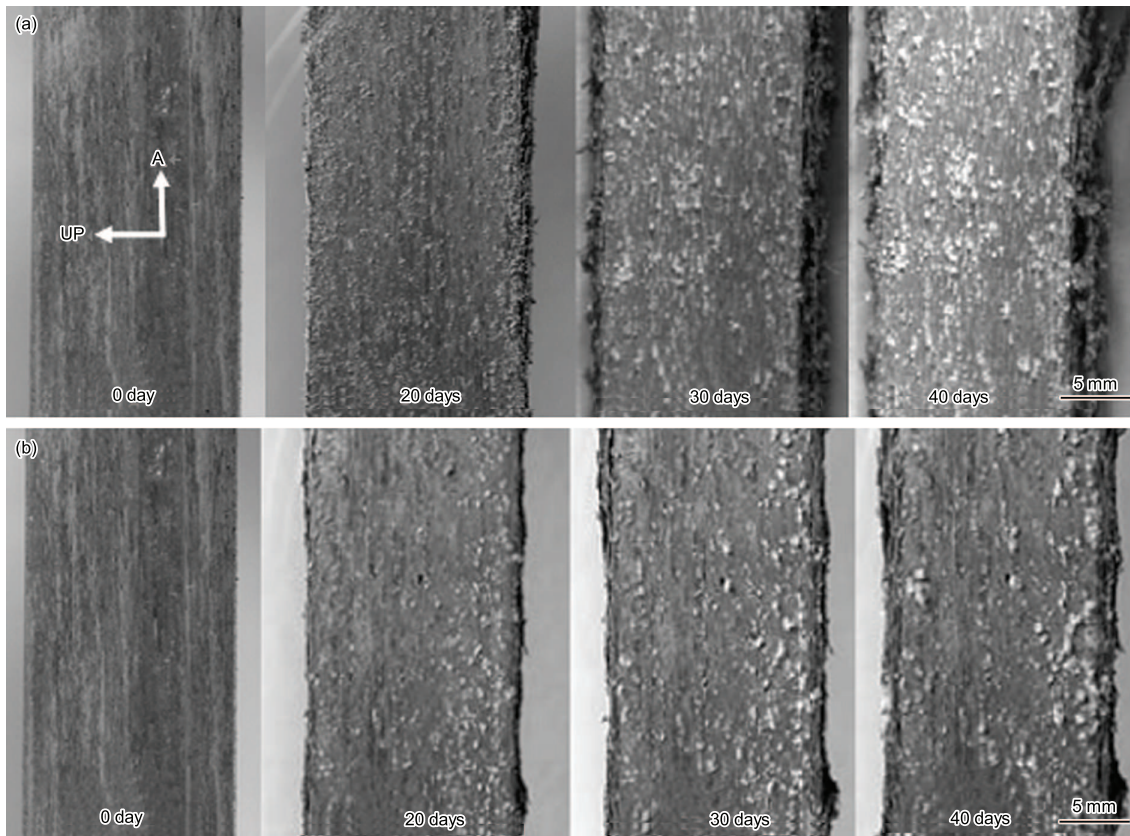


Fig.2 Corrosion images of 7150-T73 alloy (a) coupon with loading, (b) coupon without loading

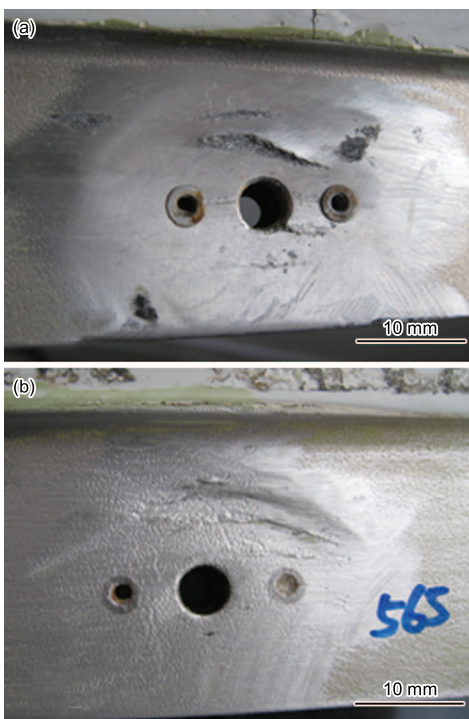


Fig.3 Typical EFC reproduced in the corrosion removal area on 737CL keel beam after 2 years service (a) BS605, (b) BS565

龙骨梁下缘条剥蚀打磨区域历经三年多时间未出现剥蚀，已经存在的剥蚀也未见明显扩展。但是，运营飞机上处于受载状态的龙骨梁下缘条，腐蚀打磨修

理区域处于压应力状态，仅仅两年时间就重新发生较为严重的剥蚀，也进一步证实 L 轴向压应力可以加速 7150 铝合金剥蚀的形成和扩展。

根据泊松效应可知，7150 铝合金的晶粒如果承受 L 轴向压应力，将导致 LT 轴向和 ST 轴向正应变。如果承受 L 轴向拉应力，将导致 LT 轴向和 ST 轴向负应变^[14]。 L 轴向压应力导致的 ST 轴向正应变，使得晶粒拉平面之间相互挤压，增加了晶粒之间剥蚀产物的楔力，从而加速剥蚀的形成和扩展。 L 轴向拉应力导致的 ST 轴向负应变，则会减小晶粒之间剥蚀产物的楔力，从而抑制剥蚀的形成和扩展。

喷丸可以在结构表层 0.127 mm 至 0.762 mm 厚度范围内产生塑性变形、形成残余压应力，广泛用于改善飞机结构表面抗疲劳和应力腐蚀性能，但喷丸残余压应力却可以加速剥蚀的形成和扩展。另一方面，喷丸能够细化结构表层晶粒、改变表层组织结构，因此可以抑制剥蚀的形成和扩展。喷丸强度越高，材料表层塑性变形越大、厚度越深，残余压应力越高。当表层喷丸残余压应力与结构原有压应力幅值之和超过材料屈服强度之后，将出现“静载松弛”导致材料表面开裂问题并直接导致剥蚀^[15]。覆盖率决定了材料表层晶粒纵厚比。覆盖率越高，表层晶粒越小、越接近等轴晶粒，越不容易产生剥蚀^[16]。因此，对于本身就存在较高压应力的飞机结构，在结构材料允许喷丸强度范围内，采用低喷丸强度、高覆盖率的

喷丸工艺,可以有效预防和控制剥蚀。

5 结论

T73 时效态 7150 铝合金试件在海洋性盐雾环境下不受载和悬臂梁加载腐蚀对比试验,以及 T77 时效态 7150 铝合金波音 737CL 龙骨梁下缘条在受载和不受载状态下的剥蚀对比试验结果表明:T73 时效态的剥蚀,在 L 轴向拉应力作用表面最轻,其次为不受载表面, L 轴向压应力作用表面最严重。T77 时效态龙骨梁下缘条的剥蚀,在 L 轴向压应力作用下的产生和扩展速度比不受载状态下快得多。本文由此认为:

(1) L 轴向压应力可加速 7150 铝合金剥蚀的形成和扩展。

(2) L 轴向拉应力可抑制 7150 铝合金剥蚀的形成和扩展。

参考文献

- [1] Kelly D J, Robinson M J. Influence of heat treatment and grain shape on exfoliation corrosion of Al-Li alloy 8090 [J]. Corrosion, 1993, 49(10): 787-795
- [2] Dai X Y, Xia C Q, Sun Z Q, et al. Microstructure and properties of Al-9.0Zn-2.5Mg-1.2Cu-0.12Sc-0.15Zr alloy [J]. Chin. J. Nonferrous Met., 2007, 17(3): 396-402 (戴晓元, 夏长清, 孙振起等. Al-9.0Zn-2.5Mg-1.2Cu-0.12Sc-0.15Zr 合金的组织 and 性能 [J]. 中国有色金属学报. 2007, 17(3): 396-402)
- [3] Robinson M J, Jackson N C. The influence of grain structure and intergranular corrosion rate on exfoliation and stress corrosion cracking of high strength Al-Cu-Mg alloys [J]. Corros. Sci., 1999, 41(5): 1013-1028
- [4] Zhang X M, Zhang X Y, Liu S D, et al. Effect of pre-precipitation after solution on mechanical properties and corrosion resistance of aluminum alloy 7A55 [J]. J. Cent. South Univ., 2007, 38(5): 789-794 (张新明, 张小艳, 刘胜胆等. 固溶后降温析出对 7A55 铝合金力学及腐蚀性能的影响 [J]. 中南大学学报, 2007, 38(5): 789-794)
- [5] Robinson M J. The role of wedging stresses in the exfoliation corrosion of high strength aluminum alloy [J]. Corros. Sci., 1983, 23(8): 887-899
- [6] McNaughtan D, Worsfold M, Robinson M J. Corrosion product force measurements in the study of exfoliation and stress corrosion cracking in high strength aluminum alloys [J]. Corros. Sci., 2003, 45(10): 2377-2389
- [7] Robinson M J. Mathematical modeling of exfoliation corrosion in high strength aluminum alloys [J]. Corros. Sci., 1982, 22(8): 775-790
- [8] Li J F, Zhang Z, Zheng Z Q, et al. Influence of tensile stress on exfoliation corrosion and electrochemical impedance spectroscopy of 7075 alloy [J]. Corros. Sci. Prot. Technol., 2005, 17(2): 79-82 (李劲风, 张昭, 郑子樵等. 拉应力对 7075 铝合金的剥蚀及其电化学阻抗谱的影响 [J]. 腐蚀科学与防护技术. 2005, 17(2): 79-82)
- [9] Boeing Industry. BAC5602 heat treatment of aluminum alloys [S].
- [10] Boeing Industry. BMS7-257 aluminum alloy extrusion 7150 [S].
- [11] Department of Defense. MIL-HDBK-5 metallic material and elements for aerospace vehicle structures [S].
- [12] Boeing Industry. BSS7219 test method of intergranular attack [S].
- [13] Boeing Industry. BAC5786 etch cleaning of aluminum alloys [S].
- [14] Shan Z H. Mechanics of Materials [M]. Beijing: Higher Education Press, 1999: 48-50
- [15] Qin Q, Wang R Z. The static relax of residual stress and the optimal residual stress field of shot peen [J]. Met. Sci. Technol., 1988, 7(1): 1-7 (邱琼, 王仁智. 关于残余应力的静载松弛与最佳喷丸残余应力场的研究 [J]. 金属科学与工艺, 1988, 7(1): 1-7)
- [16] 3M Industry. 61-5001-0752-1 Flap Peen TC 330 [S].

EFFECTS OF AXIAL STRESS ON EXFOLIATION CORROSION OF 7150 ALLOY

HUANG Changlong^{1,2}, WAN Xiaopeng¹, ZHAO Meiyang¹, XU Hairong²

1. Aeronautics School, Northwestern Polytechnic University. Xi'an 710072;

2. Guangzhou Civil Aviation College. Guangzhou 510403

Abstract: The effects of axial stress on exfoliation corrosion (EFC) of T73 tempered and T77 tempered 7150 alloy were investigated based on EFC test with loading and without loading respectively in oceanic environment. It was found that EFC on T73 tempered specimen without stress was severer than that with tension stress of L axis, but milder than that with compression stress of L axis. The development of EFC on T77 tempered specimen with compression stress of L axis was much quicker than that without stress. It could be concluded that compression stress of L axis can accelerate EFC and tension stress of L axis can reduce EFC.

Key words: exfoliation corrosion(EFC), tension stress, inhibition, compression stress, acceleration