

基于材料初始不连续状态的飞机结构腐蚀管理全寿命模型研究*

Study on Holistic Life Assessment Model on Corrosion Management of Aircraft Structure Based on Material Initial Discontinuity State

陈跃良 / 海军航空工程学院青岛分院

卞贵学 胡建军 / 海军航空工程学院研究生管理大队

摘要: 通过腐蚀形态修正因子考虑外在腐蚀环境和疲劳载荷的影响, 初步探索出了一条基于材料初始不连续状态, 并考虑外在环境腐蚀影响的疲劳全寿命估算方法, 构建了一种较为合理的全寿命分析模型。该模型可以将全寿命阶段飞机结构可能遭受的腐蚀形态、腐蚀与疲劳的交互作用和腐蚀监控检查周期等作为变量纳入全寿命框架中,

关键词: 疲劳; 全寿命; 腐蚀管理; 飞机结构; 腐蚀环境

Keywords: fatigue; holistic Life; corrosion management; aircraft structure; corrosive environment

0 引言

腐蚀和疲劳是飞机结构在整个服役阶段破坏的主要模式。随着飞机老龄化, 腐蚀和疲劳的问题对飞行安全构成的威胁越来越大。海洋环境的腐蚀作用对海军飞机结构的疲劳寿命有着不可低估的影响, 因此构建能预测腐蚀环境下飞机结构全寿命的评估模型, 考虑材料的初始缺陷, 并建立能准确描述结构破坏行为的疲劳断裂统一理论, 已成为近年飞机疲劳寿命研究领域的一项重要课题^[1,2]。美国和加拿大目前正在发展全寿命评估方法(HLAM)和整体结构完整性处理过程(HOLSIP)的评估方法^[3]。它将疲劳寿命的所有阶段都纳入一个分析框架中, 包含安全寿命和损伤容限的设计概念, 综合研究疲劳寿命全部四个阶段。波音公司对KC-135飞机和澳大利亚DSTO航空研究室对F-18飞机的腐

蚀损伤评估中采用了此方法, 所得预测结果比较合理。

本文提出了全寿命研究方法, 将材料不连续状态发展的演化历程和飞机遭受的腐蚀损伤结合起来, 初步研究了基于材料不连续状态的飞机结构腐蚀管理全寿命模型。

1 全寿命模型的框架

将腐蚀以及随着时间发生的退化作用纳入一个统一框架中, 就技术而言目前已经足够成熟了, 将这些技术应用到机群管理的下级部门是可行的。在这里, 全寿命分析的关键是, 如何将飞行过程中结构因应力造成的损伤累积同飞机在飞行和停放过程中因暴露于环境而造成的损伤累积结合起来。本文所要构建的全寿命框架能够表述材料和结构两种不同的行为, 一个是在循环载荷下的裂

纹扩展行为, 一个是结构随时间发生的退化行为。全寿命管理模型的框架就是, 将飞机服役的环境全模型、材料的初始不连续状态、腐蚀和疲劳的交互作用和腐蚀监控检查周期结合起来构建飞机结构服役的全寿命周期模型。

1.1 飞机服役的环境全模型

在沿海机场环境的飞机停放时, 造成飞机腐蚀最主要的原因是, 由海浪所产生的细小颗粒的盐珠随着海浪和风的吹动到达飞机的外表面, 之后沉积下来, 从而使飞机结构产生腐蚀损伤。构建的沿海飞机服役环境全模型可以准确而灵活地预测沿海环境下飞机的腐蚀。在这一方法中, 用一个物理环境模型来描述腐蚀的过程(海洋盐分产生、传播和沉淀)。这一模型包括了腐蚀过程中的各种情况, 而且还可以方便地加入随时更新的数据来进行细化分析。

澳大利亚的I.S.Cole, D.A.Paterson等人提出的环境模型是利用了电化学

* 国家自然科学基金资助项目(51075394, 50675221)、航空科学基金资助项目(2008ZH85001)

和“环境金属”学来加以研究^[4],这一模型如图1所示。这个模型中的数据有良好的可扩展性,考虑了更多的外部环境。从一个广义的范围对控制大气腐蚀的过程进行考虑,从宏观、中间,到局部、微观,还包括了微米阶段。图1中,宏观(macro)指的是总的气象状态(南北极,亚热带等);中间(meso)指的是100公里范围的区域;局部(local)指的是临近建筑物的区域;微观(micro)指的是接近材料表面;表面(surface)指的是表面的物理情况,如污染物的沉淀和残留;微米级(micron)指的是金属/氧化物/电极结合界面。采用这种方法,可以方便地将不同距离范围内的模型联系起来。

对沿海环境下的飞机腐蚀损伤来说,模型的主要内容便是研究宏观、中间和局部水平下由空气传播的盐分的产生、传播和沉淀情况。根据I.S.Cole等人的研究可以得到从宏观到中间到局部,最后到物体表面的腐蚀介质形成过程。由于不同的地理位置,气候条件等因素导致直接作用于结构上的腐蚀介质的浓度、数量等不同,最终结果就是腐蚀程度存在差异。通过研究各影响参数之间的函数关系,建立由具有直接物理意义的参数,如风速、风向、湿度、

地理环境等联合表示的地理腐蚀因子,将地理腐蚀因子与不同试验点实验试件的蠕蚀情况的相关性进行系统研究,可用地理腐蚀因子表示大气腐蚀性。同一机型在渤海湾、东南沿海、南中国海、亚丁湾等四个不同地域服役表现出较大的差别。所以要求把不同服役地域的大气腐蚀的地理腐蚀因子与飞机结构的局部载荷环境谱结合起来,考虑飞机服役环境的全模型。

1.2 材料的初始不连续状态研究

初始不连续状态(IDS)指的是材料或结构中不连续状态(如制造加工缺陷、擦伤、小孔、夹杂等)的初始尺寸,以及在制造和装配过程中可能会在紧固件、搭接件和过渡肩角产生不连续状态。全寿命模型最大的特点在于它引入初始不连续状态这一概念,并将其作为材料的初始缺陷应用到随后的疲劳寿命估算中去。对IDS的研究主要有两种方法,一种是通过扫描电镜直接对材料进行金相分析,获得IDS数据并加以研究;另一种是以疲劳试验数据为基础,通过断裂力学的方法来反推IDS。

目前国外对IDS尺寸及其分布的研究主要集中在飞机常用的两种铝合金材料上:7075-T6和2024-T3^[5,6]。其IDS

与材料本身的属性有关的结果。在进行随机谱下试验研究时候,采用的随机块谱见图2。IDS与造成试件断裂的物理特征紧密联系,有明确的物理意义,解决了目前全寿命模型中存在的初始缺陷尺寸的选取问题。全寿命评估方法始于材料的初始不连续状态,使得全寿命计算可以考虑从时间零开始的各种统计变量,是全寿命估算法分析各种因素对疲劳寿命影响的基础。

1.3 腐蚀与疲劳交互作用

全寿命框架中通过腐蚀形态修正因子(topography correction factors, TCFs)来体现腐蚀和疲劳断裂之间的相互作用。本质上,TCFs反映的是与腐蚀损伤相关的增加局部应力的作用,腐蚀情形下的 $K_{Ia, corrosion}$ 与仅有裂纹时 K_{Ia} 的比值($K_{Ia, corrosion}/K_{Ia}$)就是TCFs,被认为是对几何形状因子 β 或应力强度因子 K_{Ia} 的放大。对飞机结构,当构件开始受到交变载荷时,腐蚀环境作用比较微弱,因此当给定了腐蚀形态以后,只需不断改变裂纹长度即可得到TCFs随时间变化的曲线。随后,将计算得到的TCFs代入基于断裂力学的AFGROW软件中,可进行疲劳裂纹扩展分析。随时间发展腐蚀形态不断变化,全寿命分析方法可快速重新计算新腐蚀损伤下的TCFs曲线来考虑腐蚀与疲劳的交互作用。

1.4 腐蚀监控检查周期的确定

全寿命模型得到的是一条寿命曲线,这条曲线量化了退化过程的影响,如图3所示。如何尽早准确发现飞机结构腐蚀损伤的部位及缺陷尺寸大小、形状,是提高飞机结构服役寿命的关键技术之一。如果能够更好地检测并更精确地量化腐蚀和真实的损伤情况(通过改进NDI或进行附加的NDI以发现更小的损伤),就可以在达到结构寿命目标的前提下减少维修措施。美国前麦道飞机公

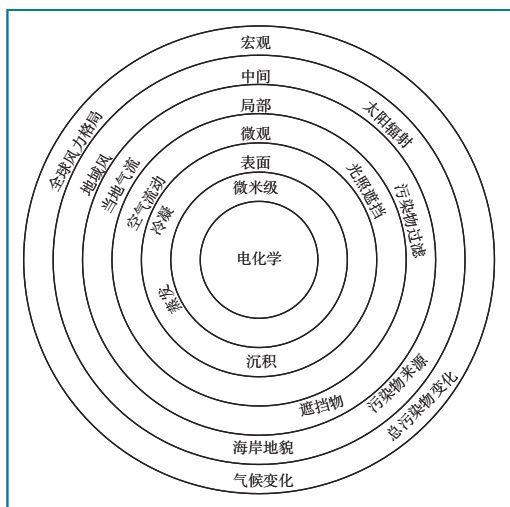


图1 腐蚀环境全模型图

是以MIL-Handbook中的数据为基础计算得到的,不过都是基于光滑试件的数据。国内主要针对LY12CZ进行了IDS研究。文献[7]对LY12CZ光滑试件的IDS进行了研究,文献[8]则对LY12CZ应力集中试件的IDS进行了系统研究。本论文对等幅谱下光滑、应力集中试件、随机谱下试验件的IDS综合起来进行系统研究,得出了飞机结构材料LY12CZ铝合金的IDS累积分布函数,得到力图 and 载荷谱、结构形状无关,只

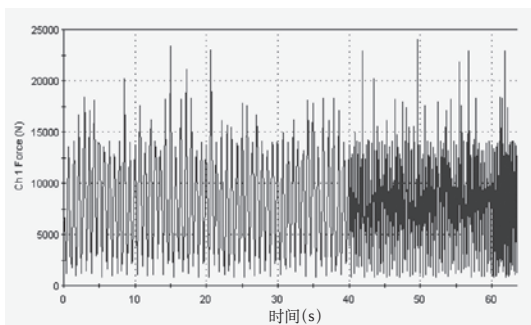


图2 随机块谱

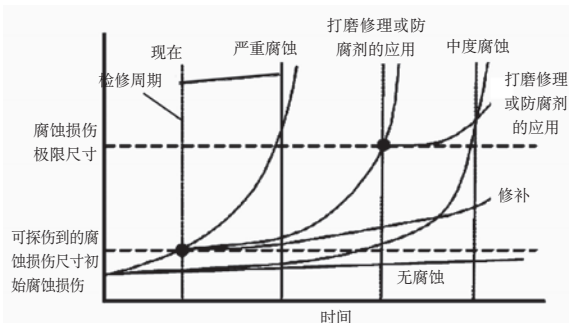


图3 腐蚀监控周期的确定

司利用无损检测技术发展了一种老龄飞机腐蚀控制程序。红外热波成像技术用于夹层结构腐蚀损伤的检测已经在国外得到了应用。在使用维护记录和确认历史记录的基础上还可以对结构从起始到现在的状态进行量化,未来的检测周期则是通过结构将来要完成的任务和所采用的维护手段决定的。在上述过程中可以考虑安全性、完备率和经济性的同时选择最优的维护措施^[9]。

2 腐蚀的全寿命模型

对飞机结构来说,当构件开始受到交变载荷时,腐蚀环境作用非常弱,因此当给定了腐蚀形态以后,根据1.3节研究的方法来考虑腐蚀与疲劳的交互作用。研究腐蚀损伤一般是利用点蚀开展研究,文献[10, 11]对点蚀模型进行了系统的理论研究和试验验证,本文主要对缝隙腐蚀模型和剥蚀模型进行研究。

2.1 缝隙腐蚀模型

在大气环境特别是海洋大气环境中,金属与金属或金属与非金属的连接

处常会发生缝隙腐蚀,如飞机结构搭接件。缝隙腐蚀往往会在两板接触面形成许多大小不一的蚀坑,部分蚀坑发生联通,使表面高低不平,如波浪形一样,此外腐蚀还造成了大范围的表面受损或材料厚度减小,从而造成局部应力增大和应力集中。本部分主要分析腐蚀表面拓扑特征对结构寿命的影响,对那些不适宜当量成裂纹的蚀坑,该模型通过其拓扑特征就可以分析蚀坑的影响。在建模过程中,一般通过扫描电镜观察存在腐蚀形态构件剖面的情况,并将剖面形状转换成X-Y坐标下的数据

据,然后使用StressCheck对剖面建模。受测量工具的限制,没有对实际结构腐蚀表面形态进行测量,而是通过图4所示的有限元模型来说明建模过程^[12]。

利用StressCheck的裂纹路径分析和扩展功能,首先进行结构应力分析,StressCheck根据应力分析自动确定裂纹起始点,取裂纹初始长度为0,第一次计算过后,裂纹根据设定的步长沿垂直于第一主应力的方向扩展,裂尖周围网格重新自动划分,计算完成后,会给出每步扩展的裂尖坐标、扩展方向角度和

应力强度因子。图5为裂纹扩展第十步时的结构变形图(放大20倍)。

为分析表面腐蚀损伤对应力强度因子(SIF)的影响,利用StressCheck的参数分析功能,不断改变腐蚀表面形态,图6给出了两种 $K_{Ia, corrosion}/K_{Ia}$ 即TCFs随裂纹长度变化的腐蚀损伤因子的曲线,可以看出,腐蚀表面使SIF严重增大,不过随裂纹的扩展,影响逐渐变小,然后又快速增大。这是因为随裂纹扩展,裂尖逐渐远离腐蚀表面影响,但随裂尖接近蒙皮底部,受边界的影响逐渐增大,同时由于腐蚀表面的影响,在裂纹长度相同时,腐蚀后的裂纹首先接近底部,所以较无腐蚀时在裂纹扩展后期SIF迅速增大。

2.2 剥蚀模型

剥蚀与点蚀对疲劳寿命的影响相似,在剥蚀过程的起始阶段,试件的疲劳寿命随腐蚀程度的加深而下降。剥蚀是起源于点腐蚀的一种腐蚀损伤,当点蚀程度发展到一定水平后,多点蚀的相互贯通而形成剥蚀。对剥蚀区的微观分析也发现,在剥蚀区底部存在一些小的点蚀坑,为此在点蚀模型的基础上建立剥蚀模型。并假设在剥蚀区底部蚀坑尺寸是一常量,为简单起见,IDS只与蚀坑深度相加,蚀坑宽度不变,具体建模过程见图7^[13]。

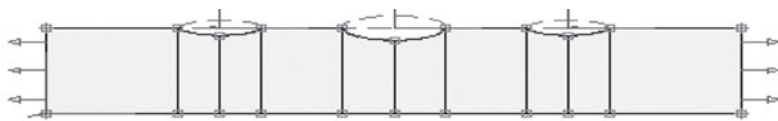


图4 含三个不同现状比蚀坑的有限元模型

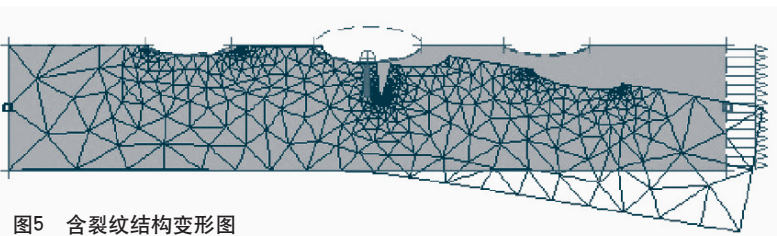


图5 含裂纹结构变形图

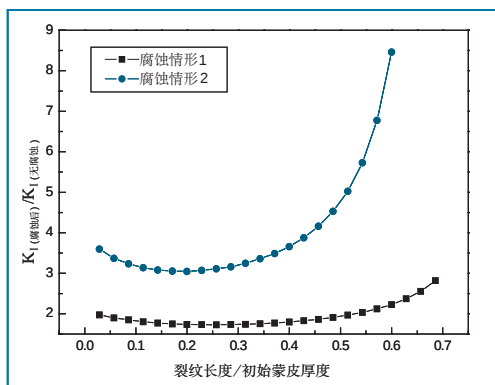


图6 腐蚀表面形态对SIF的影响

计算时先对剥蚀引起的材料损失影响进行有限元分析,图8为某一剥蚀情形的局部有限元模型。为说明蚀坑对横截面上应力的影响,图9给出了三种腐蚀情形下沿A-A'的应力 S_x 的变化趋势曲线可以看出材料的损失使局部应力增加,最大应力截面应力发生变化,远方应力在蚀坑处发生偏移,使结构产生弯矩,导致蚀坑对蒙皮底部产生压应力。把此曲线代入AFGROW中就可以修正因横截面积减小引进的应力集中和弯矩的影响。

在分析过程中,将蚀坑深度取为1mm,形状比为1.5,计算结果表明这一取值是合理的。当应力水平、应力幅和材料变化时,这一取值是否依然合理将在今后的工作中进一步研究。在分析材料损失对应力的影响时,是按除掉腐蚀产物后腐蚀区实际的拓扑特征建的模

型,而剥蚀主要集中在铝合金表面某一区域,腐蚀面积相对较大且以大体相同的腐蚀速率进行腐蚀,为便于工程应用,在剥蚀模型中可视其为均匀腐蚀,其腐蚀程度用最大腐蚀深度来表示。图10分别给出了试件疲劳寿命的试验值和模型的估算值,可以看出估算结果与试验值比较吻合,表明目前的模型估算剥蚀对疲劳寿命的影响是有效的。实际形貌和简化模型后的均匀腐蚀结果相差不大^[14]。

上面假设位于剥蚀区域底部的蚀坑深度为一常量,为分析此值对寿命的影响程度,分别取蚀坑深度为0mm, 0.45mm, 0.85mm和1.25mm,蚀坑形状比为1.5,而剥蚀水平为原始厚度的0%, 2%, 5%, 10%和20%,AFGROW模型的分析结果如图11所示。可以看出,虽然试件的疲劳寿命随剥蚀程度的加深而下降,但剥蚀区底部的点蚀损伤对疲劳寿命影响也同样重要,剥蚀水平并非导致疲劳失效的最重要的影响因素。在分析过程中也同样应将重点放在对剥蚀区底部点蚀损伤的研究上^[14]。

3 全寿命模型应用

通过使用上面论述的全寿命模型框架就可以将完整性纳入到新的系统中。显然,这并非针对现存的老龄系统,

现存系统面临的问题是如何在控制运行和维护成本的基础上确保安全性和完备率。从安全性和经济学的观点看,腐蚀对结构完整性影响的预先管理非常具有意义。这种管理是通过在新系统的设计中使用对退化过程的量化评估实现的,其目标是实现更好的腐蚀容限设计和确定在维护、检查、修理、结构系统延寿方面更有效的工程方法。目前,与腐蚀和结构完整性相关的技术已经取得了很大的进步,包括对基本材料行为的研究,对腐蚀无损探伤技术的改进,预测剩余强度和剩余寿命分析工具的应用。这些技术已达到了工业应用的成熟水平,但是其所能带来的收益尚未完全体现出来,还需进行一些额外的工作以发掘潜力。在寿命管理过程中,需要综合考虑老龄系统的设计和处理方法的改进问题,从飞机的设计师,到机场或机库的维护工程师,再到机群的管理人员。此外,还要改进对腐蚀进行测量和分级的分析及试验工具。将老化直接纳入现存的结构完整性框架可以使得刚刚讨论的这些方法和思路得到最有效的应用。在目前的耐久性和损伤容限评定框架中有很多规章和准则,通过对这些规章和准则的使用就可以在任意结构完整性程序中实现对腐蚀、应力腐蚀断裂和老化作用的评估^[7]。

4 结束语

建立在飞机结构材料IDS基础上,将飞机结构服役过程中遭受的点蚀、剥蚀随时间演化形态纳入全寿命分析模型,为腐蚀环境下的飞机结构腐蚀疲劳全寿命评定提供技术支持。因此,这是一种前景广阔的腐蚀管理的全寿命评估方法。全寿命模型涉及的内容是复杂而浩大的,它的研究历史较短,在国内还处于起步阶段,本文的后续工作是将

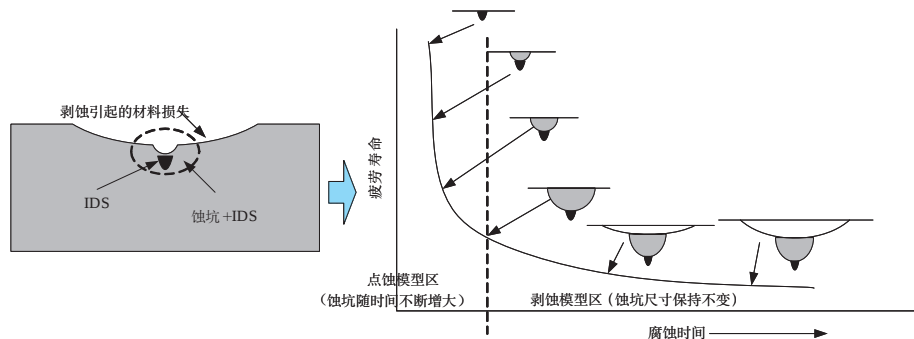


图7 剥蚀全寿命模型不连续状态演化图

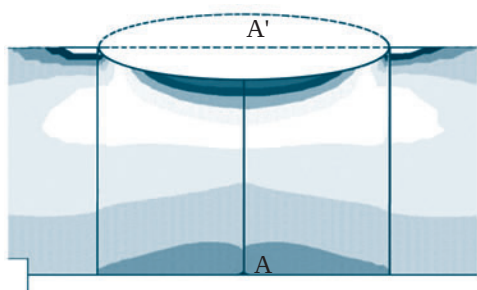


图8 材料损失对应力分布的影响

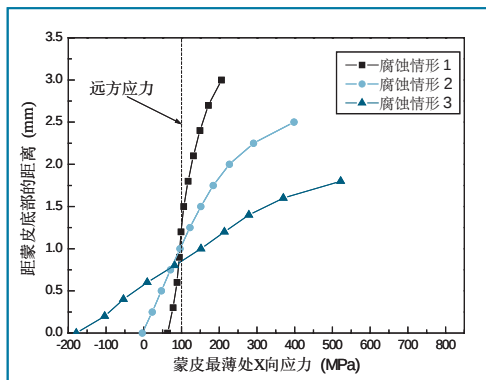


图9 不同腐蚀情形下沿A-A'的 S_x 的变化趋势

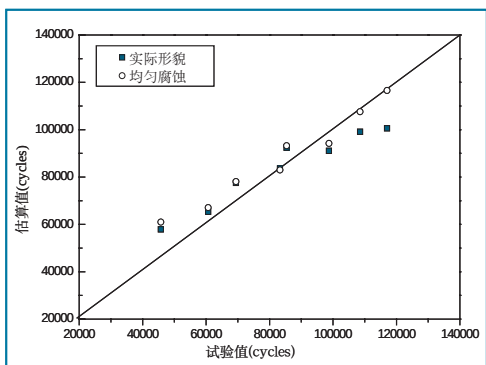


图10 剥蚀模型的估算值与试验值的对比

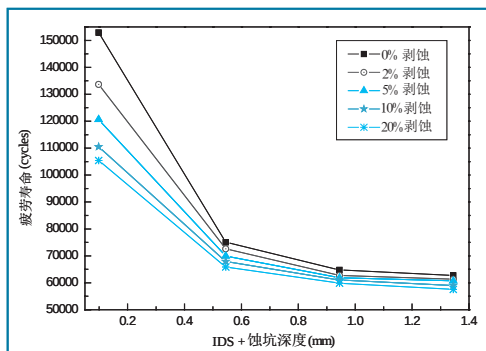


图11 蚀坑尺寸和剥蚀水平对寿命的影响

结构的疲劳性能退化规律纳入全寿命模型,开发飞机结构腐蚀管理全寿命模型系统,对现有的全寿命模型进一步加以完善、细化。

AST

参考文献

[1] 陈跃良,张丹峰,金平.飞机结构全寿命分析若干问题[J].宇航材料工艺,2009,39(S):270-275.

[2] 陈跃良.腐蚀对现役飞机结构剩余强度的影响[D].西安:西北工业大学,2004:10-30.

[3] Liao M, Forsyth DS, Komorowski JP, Safizade M, Liu Z, Bellinger N. A new probabilistic damage tolerance analysis tool and its application for corrosion risk analysis [C]// Proceeding of the 22th Symposium international Committee Aeronautical Fatigue, Lucerne, Switzerland; ICAF2003, 2005:881-902

[4] Cole, I. S., Paterson, D. A., Ganther, W. D. Holistic model for atmospheric corrosion: Part 1 - Theoretical framework for the production, transportation and deposition of marine salts[J], Corrosion Engineering, Science and Technology, 2003, 38(2):129-134.

[5] MIN LIAO, ALI MERATI. Statistical Analysis of the Initial Discontinuity State (IDS) Data of 2024-T3 Aluminum Alloy [C] // Proceedings of 16th Aerospace Structures and Material Symposium. Canadian, 2003.

[6] 胡家林,陈跃良,郁大照.2024-T3铝合金初始不连续状态的研究[J].腐蚀科学与防护技术,2007,19(1):9-11

[7] 卞贵学,陈跃良,郁大照.LY12

铝合金初始不连续状态研究[J].强度与环境,2007,34(5):58-63.

[8] 郁大照,陈跃良,金平.基于初始不连续状态预测LY12铝合金缺口结构件的疲劳寿命[J].机械工程材料,2009,33(2):92-95.

[9] 郁大照,陈跃良,金平.飞机结构腐蚀管理全寿命模型研究[J].中国民航大学学报,2008,26(5):32-35.

[10] 卞贵学,陈跃良,张丹峰.基于IDS的铝合金预腐蚀疲劳寿命研究[J].航空学报,2008,29(6):1526-1530.

[11] 卞贵学.腐蚀环境下基于IDS的铝合金全寿命评定方法研究[D].烟台:烟台海军航空工程学院,2008:20-45.

[12] YU Da-zhao, CHEN Yue-liang, YANG Mao-sheng. Preliminary study the effect of corrosion and fatigue interaction on aircraft structural integrity [C]// Wu S J, Flewitt P J, Tomkins B, Zhang Z, et al. Proceedings of the UK Forum for Engineering Structural Integrity's Ninth International Conference on Engineering Structural Integrity Assessment. Beijing: China Machine Press, 2007:716-719.

[13] 胡家林,陈跃良,郁大照.剥蚀对飞机机翼上蒙皮疲劳寿命的影响分析[J].海军航空工程学院学报,2008,23(3):269-272.

[14] 郁大照.腐蚀和多处损伤对飞机结构完整性的影响研究[D].烟台:烟台海军航空工程学院,2008:20-45.

作者简介: 陈跃良,博士,教授,博士生导师,研究方向为腐蚀环境下的飞机结构疲劳寿命。