

军用飞机日历寿命预测技术研究现状 及关键技术问题

陈跃良^{1,2}, 段成美², 吕国志¹

(1. 西北工业大学飞机系, 西安 710072;

2. 海军航空工程学院青岛分院, 山东 青岛 266041)

[摘要] 介绍了提出飞机服役寿命问题的由来, 回顾了国内外同类问题研究的现状及存在的问题, 指出了服役寿命研究中应重点解决的几个关键问题。

[关键词] 服役寿命; 飞机结构; 腐蚀疲劳; 腐蚀环境

[中图分类号] V215.5; V271.4 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2002)04-0069-06

1 关于飞机寿命指标

飞机结构使用寿命用三种方式描述: 飞行小时数、飞行次数或着陆次数、日历年限, 以先到达者作为飞机结构到寿的判据。目前, 对于预测和验证用飞行小时数、飞行次数或着陆次数描述的飞机结构使用寿命, 已形成了一套有效和可靠的方法, 但对于预测和验证用服役日历年限描述的飞机结构使用寿命, 尚未形成可供工程使用的方法。

服役日历年限期内, 飞机结构主要损伤模式有: 疲劳开裂、腐蚀(含应力腐蚀)、腐蚀疲劳、各种因素综合导致的疲劳损伤。

飞机停放时间长, 腐蚀与腐蚀疲劳损伤所占的百分数就大(当然不能忽视在飞行使用期间, 载荷谱的作用将会加速裂纹萌生和扩展)。飞行使用时间长, 载荷谱作用下疲劳开裂损伤所占的百分数就大, 就会出现用飞行小时数或飞行次数描述的设计目标寿命首先到达的情况。因此, 评估服役日历年限时, 应引入飞行强度(本文定义为每日历年的飞行小时数, 简记为SUS)这一参量, 确定出不同SUS对应的服役寿命。

以前衡量飞机寿命指标主要是起落次数或飞行小时数, 日历寿命(calendric life)或服役寿命

(service life)指标很少有人提及。从近十多年来国内有关文献资料看, 对日历寿命的研究日益增多, 但国外有关文献很少使用“calendric life”一词。究其原因, 是腐蚀老化损伤严重地影响飞机使用寿命。事实上地面停放时飞机寿命也在消耗, 主要体现在: a. 结构疲劳寿命性能随着日历时间延长而下降^[1]; b. 腐蚀形成的腐蚀坑使得原有的应力分布发生改变, 本来不是应力严重部位却变成了严重部位^[2~4]; c. 腐蚀损伤已严重地危及飞机的飞行安全。正是由于客观上存在着飞行小时数/起落次数寿命与日历寿命严重不协调的问题, 使原先的寿命结论发生了动摇。造成这种结果的原因是: a. 原先的材料或结构的疲劳性能都是在实验室中测得的, 而实际结构的服役环境条件与实验室相比差距较大; b. 以前的定寿依据主要考虑载荷损伤, 而没有考虑到环境(腐蚀)造成的潜在损伤; c. 我国飞机的使用特点是飞行强度相对国外飞机小。这就要求我国飞机的定寿应有自己的特点, 充分考虑地面停放环境对飞机寿命的影响, 做到飞行小时数与日历寿命指标相统一。

2 我国飞机腐蚀状况与使用特点

要确定设备或飞行器的寿命, 首先要掌握其使

用特点,包括影响其寿命的地面环境、飞行环境、飞行载荷。据文献[5,6]报道,飞机在高空飞行时温度低,介质较为清洁,可以视为纯疲劳。

2.1 飞机结构腐蚀现状

无论是空军^[5]还是海军^[3,7]飞机,都存在着较为普遍和严重的腐蚀问题。空军除××和××飞机使用时间短,其他所有机型飞机都有不同程度的腐蚀,有的机型飞机腐蚀已经十分严重。某型飞机因多处严重腐蚀而停飞,某型飞机的主要承力件腐蚀也影响了飞行。海军飞机由于环境相对较为恶劣,腐蚀问题更为突出。如某型机最大腐蚀深度达3.5 mm,最大腐蚀面积为230×33 mm²。按材料分,易腐蚀材料主要有镁合金、铝合金,如LY12CZ、LC4型材对晶间腐蚀和剥蚀非常敏感。在某型机发生腐蚀的结构中,LY12CZ占79%,而在另一型号飞机上使用的LY12CZ还发现有裂纹现象;使用LC4的JX机翼前梁发生严重腐蚀的现象在该型机中最普遍;另一型号飞机使用30CrMnSiA制造的零件均有不同程度的锈蚀。

2.2 使用特点分析

飞机抗腐蚀性能涉及到防腐蚀设计水平、防腐涂层的抗腐蚀抗老化性能、金属基体材料的冶金制造、热处理工艺等;本文着重谈谈我军飞机的使用特点,如飞机强度、停放环境等。

目前我国多数机种的平均飞行强度SUS仅有日历时间年的1%~3%,有的甚至更低。地面停放时间相当长、腐蚀环境的长期作用,导致防腐涂层较快地失效。在某些环境较恶劣的地区,一辆长期不用的自行车会锈迹斑斑,而天天使用的自行车则锈迹会少得多。这从一个侧面反映了地面环境对其寿命的影响,飞机的情况也不例外。合理的使用反而使其寿命得到最佳的利用。可见,飞行强度过低是造成我国飞机服役寿命日益突出的一个重要原因。例如某型飞机,按10年的飞行小时数算,其平均为500~800 h,而疲劳定寿给出的飞行小时首翻期为1 000~1 800 h,显然其维修间隔主要是由日历时间决定的。按目前的飞行强度推算,要达到疲劳寿命(以飞行小时记)指标,其服役寿命要求相当长,而实际上由于腐蚀损伤,达不到那么长的寿命。所以,制约飞机使用寿命指标的主要是日历寿命。

发达国家战斗机的日历寿命一般要求20年。美国战斗机的年飞行强度较高,所以日历寿命与飞

行小时寿命相匹配。飞行小时寿命是控制其使用寿命的主要指标,也许这正是国外文献中很少使用“calendric life”一词的原因。我国当前的防腐设计与防腐措施技术落后于美国等发达国家。以往我国飞机由于服役时间短,结构腐蚀问题尚不突出;设计中防腐没有引起足够的重视,虽然能达到飞行小时和起落次数长寿命设计指标,但由于没有充分地考虑腐蚀环境的作用,造成疲劳寿命指标与日历寿命指标不相匹配。我国飞机在达到日历寿命时,已耗掉疲劳寿命的40%~60%。从空海军飞机的使用情况看,相当数量飞机的服役年限已达到或接近日历寿命(或日历首翻期)设计指标,但实际飞行小时/起落次数均远低于其相应的寿命指标。目前,面临着如何发挥这些老龄飞机潜力的问题。首先是如何对其进行全面系统的评估,科学地给出服役寿命。另外,在我军各型飞机寿命的确定过程中,基本未考虑腐蚀、环境与载荷的联合作用,故现有有机种寿命通报中有一条明确的规定:“适用于非沿海、湿热地区”,这从另一个侧面反映了腐蚀环境下飞机寿命确定无论从理论上还是方法上,都没有科学的结论,即日历寿命有多长还是个未知数。所以,目前军机的日历首翻期暂定,只是暂时的应急措施,明显缺乏科学依据。

总之,我国军机使用最突出的特点是:飞行强度低,日历寿命与疲劳寿命严重不匹配;制约飞机使用寿命的关键因素是日历寿命指标;航空设计、制造工艺水平比发达国家落后。服役飞机腐蚀状况严重,导致因腐蚀而停飞的事件不断发生,迫切要求加快飞机日历寿命的研究步伐。

笔者认为,日历寿命是综合考虑飞行强度、使用环境、飞行载荷诸多因素后的一个衡量飞机寿命的综合指标。飞行强度不同,而其它因素相同,其日历寿命也不同。日历寿命的研究涉及到冶金、材料、力学、电化学等诸多学科的交叉,其复杂度是显而易见的。应抓住主要矛盾,对日历寿命起关键作用的因素列为研究重点,循序渐进,争取突破。

3 国内外研究现状

3.1 国外

环境对飞机结构的影响受到发达国家的高度重视。20世纪80年代后期,美军标准中明确要求,设计制造商在飞机设计过程中要考虑热、化学和气候环境对飞机结构耐久性、损伤容限分析及试验

证的影响,并先后制定了与腐蚀相关的一系列标准和规范,如 MIL - A - 008866B、MIL - A - 87721、MIL - A - 8860B (AS)、MIL - F - 7179、MIL - STD - 1568、MIL - HDBK - 5、MIL - HD - BK - 729 和 MIL - STD - 810E (对飞机环境试验增加了可靠性要求)。20 世纪 70 年代后,北大西洋公约组织对飞机的腐蚀及腐蚀疲劳问题开展了较大规模的试验研究,美国海军也投入了大量人力物力财力,对飞机结构腐蚀及腐蚀疲劳进行了大量试验。文献 [2] 讨论了腐蚀对飞机结构完整性和损伤容限的挑战,提出必须全面改进原有的设计原则,把腐蚀对结构完整性和损伤容限的影响充分考虑进去,从设计一开始就考虑腐蚀疲劳问题。90 年代有大批军用和民用飞机的服役年限达到 20 年,因此,80 年代末,美、英等国在老龄飞机评估方面进行了大量的研究,开展了大量的加速腐蚀试验研究。从国外有关文献分析,他们主要的研究包括:a. 暴露于环境中的材料表面性能、表面蚀坑密度与尺寸、体积减少量等随时间的统计试验研究^[8~11]。采用的方法有数理统计、随机过程、神经网络等。b. 环境疲劳研究。由于环境的作用,初始损伤不可避免。因此,环境疲劳应先定量统计分析环境形成的损伤程度,再从一定的初始损伤尺寸用疲劳裂纹扩展预测法预测腐蚀疲劳裂纹扩展量或寿命。文献 [12~15] 报道了这些方面的研究成果。c. 环境作用疲劳/环境疲劳交替作用研究。单纯环境作用会因腐蚀产物覆盖等逐渐减缓,插入疲劳载荷会重新加速随后的环境作用。然而当主要疲劳裂纹已增长,一般腐蚀等环境缺陷不再可能与其竞争时,交替作用则可以简化处理。这方面的文献有 [16, 17] 等。

在腐蚀损伤的分析及评估技术方面,也有一些成果。其理论模型有,a. 应力控制的腐蚀疲劳裂纹形成模型如:均匀腐蚀、孔腐蚀、钝化腐蚀、KIM;b. 应变控制的腐蚀疲劳裂纹形成模型有:DS、DSR、SR、SRF、SRDF、SRSR。c. 裂纹扩展模型有:竞争模型、叠加模型、传输控制模型、表面反应控制模型、扩散控制模型等。美国波音飞机公司发展了“EDR”(环境损伤额定值)评估技术,部分地考虑了环境因素。

总体上,与腐蚀寿命研究的大量文献形成鲜明的对比,目前较少见到国外有关飞机日历寿命的研究文献。“日历寿命”的提法在技术发达国家很少

见到报道。而一般使用“服役寿命”,究其原因,一是从词义上,日历寿命易被理解为“腐蚀等环境作用+时间 t ”的单纯环境作用历程,与实际情况不符,因而在国外较少使用;二是技术发达国家十分注重防腐研究及飞机结构的防腐设计,相对疲劳寿命而言,日历寿命问题不突出;三是发达国家飞机的飞行强度较高,疲劳寿命与日历寿命指标相匹配,疲劳寿命是控制飞机结构使用寿命的主要指标。

3.2 国内

我国飞机老龄问题较为突出,平时飞机“省着用”的现象比较普遍,所以日历寿命问题就更加突出。“八五”以来,结合飞机定寿延寿及可靠性,开展了材料腐蚀及腐蚀疲劳等一系列研究,取得了一些成果。周希沅^[18]提出利用不同材料的环境当量折算曲线(COE)和环境试验结果来反映日历寿命;用于评定日历年限的环境腐蚀当量关系和当量环境谱的研究也有进展^[19~22]。张福泽^[5,23]提出了基于腐蚀损伤曲线累积假设的有关金属机体腐蚀损伤日历寿命的计算模型和确定方法。张栋^[24]提出用腐蚀谱做构件腐蚀试验来测定腐蚀速度,再根据构件的腐蚀损伤容限来估算,以确定飞机结构的日历寿命。赵明洋、周希沅利用修正的 Coffin - Manson 模型以及腐蚀损伤线性累积假设,估算无防护涂层或防护涂层失效构件基本日历寿命预测方法^[25]。董登科^[26]等提出了一种对无环境腐蚀介质影响下修正的模型,用于计算有环境介质影响的飞机结构服役日历寿命的方法。文献 [27, 28] 研究了常用航空材料大气腐蚀后的疲劳性能劣化规律。文献 [29, 30] 研究了 LY12CZ 在 EXCO 溶液中的腐蚀动力学统计规律。从以上文献看,可分为两类,一类是基于疲劳的观点,另一类是基于腐蚀的观点,而且其研究内容主要是基于材料预腐蚀后展开的,很少有实际服役条件下的研究成果。

通过广大科技工作者的不懈努力,我国的日历寿命研究取得了一些成绩,但就总体而言,由于起步较晚,投入经费不足,研究规模有限,实用的成果不多。为了满足各类飞机日历寿命延寿的需要,一些试验研究及理论分析中的关键技术亟待学术界深入研究。

4 服役寿命研究中亟待解决的问题

4.1 飞机腐蚀疲劳破坏模式的确定

严格讲所有在环境条件下使用的飞行器,其疲劳破坏模式都是在环境与交变载荷联合作用下的破坏,即腐蚀疲劳。但由于飞机是在地面停放,在高空以上的高度飞行,而高空的特点,一是温度低,二是空气比较洁净,空气中的温度、湿度、所含有害成分都较低。“三种通用的航空材料在 -25°C 腐蚀环境下试验,它们都没有腐蚀现象发生,飞机一般在 -25°C 以下高空飞行”^[5]。“一般军机在服役期间97%~99%以上时间停放在地面,而且飞行中产生较大载荷所对应的动作多发生在3000 m以上高空,那里空气湿度一般低于65%,有害介质含量也较低。研究表明飞机金属结构在一个65%左右的临界相对湿度,当相对湿度低于该临界值时环境腐蚀作用很小”^[6]。尽管文献[5,6]指出近似地不考虑空中的腐蚀疲劳似乎是合理的,但由于气动加热及发动机尾气加热等因素的存在,局部区域仍有可能存在腐蚀环境与载荷的协同作用。为此,应做空测,测出飞行过程中主要受力部位及易腐蚀部位的实际温度、相对湿度,以确定其破坏模式。

4.2 环境作用时间历程损伤的统计、试验研究与外场定期检查相结合,建立材料—环境—时间与损伤度的数据库

环境与载荷对飞机结构的作用是十分漫长而复杂的过程,飞机日历年限一般为20年以上,大修周期5~10年甚至更长。服役寿命的评估所依赖的关键数据是材料—环境—时间与损伤度的数据,这些数据的获得可以通过腐蚀过程及腐蚀损失加速再现获取。如何综合考虑环境因素,合理制定加速环境或载荷/环境谱是实现飞机结构腐蚀损伤再现的核心问题,也是加速腐蚀试验研究的关键。飞机在使用过程中出现的损伤是在环境/载荷综合作用下产生的,它真实反映了服役环境、飞行强度、结构形式、材料及防腐技术、维修大纲与措施等诸多因素综合作用后的腐蚀损伤值。这些数据是十分宝贵的。通过结合外场普查、大修等环节详细记录这些数据,与试验结果对比,能得出十分有用的结果。

4.3 研究环境下飞机结构疲劳寿命与腐蚀损伤分布特性及腐蚀缺陷群演化规律

由于环境的随机性,使得腐蚀环境下服役的飞机结构疲劳寿命与腐蚀损伤的试验数据分散性比常规疲劳数据的分散性更大^[1,27,28]。而在现有条件下,又不可能进行大量试验,往往只能获得较少的

样本。笔者通过对实际结构服役条件下腐蚀损伤数据的分布研究,初步结论为,腐蚀损伤特征量服从Weibull分布,这与国外有关文献[8]的结论是一致的。在环境/载荷联合作用下,腐蚀缺陷群演化规律的研究也是研究服役寿命的关键之一。

4.4 防腐涂层的加速腐蚀试验及失效分析

影响飞机日历寿命最关键的因素之一是防腐涂层有效期的长短;防腐涂层不失效,服役寿命就可以延长。但实际上由于湿热、热冲击、紫外线、盐雾、低温疲劳载荷及外来物撞击等因素的作用,涂层本身的物理和化学性质不断劣化,老化失效,对金属机体的保护功能不断下降。因此,对涂层进行模拟真实使用条件下的试验研究,分析其失效规律,建立合理的涂层寿命计算模型与试验验证技术,对保证飞机的正常使用、确定涂层的使用寿命、制定合理的涂层维修或重新喷涂周期,进而保证基体结构达到或延长日历使用寿命设计指标是十分重要的,也是评估不同涂层或工艺的优劣和不同服役环境对涂层腐蚀作用的严重程度所不可缺少的技术。

涂层失效的评判准则,是对涂层寿命预测以及视情进行局部修理或重新喷涂的最基本依据,迄今为止,尚未见到较好解决这方面问题的文献资料。这可能是由于我国航空工业发展历史相对较短,技术比西方发达国家落后所致,今后应加大这方面的研究力度。

4.5 飞机结构腐蚀损伤检测技术

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。美国麦克唐纳—道格拉斯飞机公司利用无损检测技术发展了一种老龄飞机腐蚀控制程序。若检查区域是可达的地方,一般可借助于放大镜或管道镜来检测,在不可达的地方可以采用X射线或热中子照相术、超声波、涡流或者声波散射等手段来检测。射线照相术一般用来检查复杂结构并展示一个完整结构的状况;超声波一般用来检查剥落、应力腐蚀开裂和一般的材料变薄;低频涡流测试用来检查在多层结构中由于腐蚀和开裂引起的材料变薄;高频涡流则是最适当的应力腐蚀裂纹检查方法;声波散射测试已经被用来探测粘结的金属蜂窝结构的腐蚀和湿气。目前国内尚未利用现有的无损检测手段检测腐蚀损伤,也没有外场使用腐蚀检测设备。

4.6 日历寿命预测方法

与常规疲劳寿命理论分析方法研究相比, 腐蚀环境下的服役寿命分析方法涉及的内容更多, 考虑的因素更复杂。目前国内常见的方法是借鉴常规环境下的疲劳寿命分析方法, 适当考虑腐蚀对常规 S—N 曲线的影响, 确定腐蚀环境下的 S—N 曲线族。然后依据 Miner 理论计算其疲劳寿命。3.2 节讨论国内各种预测日历寿命的模型, 归结起来有修正法、类比法及细节额定值法等, 体现了国内学术界研究服役寿命的活跃程度。但这些成绩是初步的, 离全面解决服役寿命问题还有一段距离。笔者认为采用飞行强度—服役区域定寿方法确定日历寿命更为可行。

5 飞行强度—服役区域定寿法

文献 [5] 提出了区域定寿法。笔者认为区域定寿法确实能解决目前飞机定寿一刀切的问题。但即使是同一架飞机在同一区域服役, 由于其飞行强度的不同, 即在地面停放时间的不同, 其腐蚀损伤程度也不同。我国飞机日历寿命问题之所以十分突出, 除了材料、防腐涂层、制造工艺等因素外, 一个重要原因是飞行强度过低。不同飞行强度对日历寿命是有较大影响的。同一区域内, 不同飞行强度的飞机其日历寿命会有较大差别。所以在文献 [5] 的基础上采用飞行强度—服役区域定寿法更为合理。

6 迫切需要解决的问题

日历寿命的研究涉及材料、冶金、电化学、力学等诸多学科。仅从单方面深入难以取得好的效果。应从工程的角度解决其中最为关键的技术问题。目前亟待解决的问题主要有:

1) 通过实测空中飞行环境及试验确定飞机腐蚀疲劳破坏模式;

2) 建立材料—环境—时间与损伤度数据库。包括试验数据与服役条件下结构的腐蚀缺陷群的分布特征及其随时间演化的规律, 这对日历寿命研究是至关重要的;

3) 建立腐蚀疲劳性能数据库及腐蚀疲劳裂纹扩展数据库;

4) 模拟真实服役环境条件, 摸清防腐涂层的失效规律, 建立科学合理的评判防腐层腐蚀失效标准及加速失效试验的标准, 研究出更好的防腐涂层

材料工艺;

5) 弄清飞行强度对服役寿命影响的内在规律;

6) 大力开展原位腐蚀损伤检测技术研究及损伤部位修补技术研究;

7) 开展腐蚀条件下日历寿命分析的新方法研究, 以便科学合理地确定服役寿命;

8) 载荷/环境谱作用下裂纹形成和扩展的定量评估技术与结构细节设计技术;

9) 载荷/环境谱的编制方法。

参考文献

- [1] 王斌团. 结构疲劳日历寿命及其概率研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2000
- [2] Simpson D L, Brooks C L. Tailoring the structural integrity process to meet the challenges of aging aircraft [J]. International Journal of Fatigue, 1999, (21): s1~s14
- [3] 陈跃良. 飞机结构局部腐蚀容限研究[J]. 强度与环境, 2000, (2): 60~65
- [4] 陈跃良. 飞机结构腐蚀容限研究[D]. 西安: 空军工程学院, 1999
- [5] 张福泽. 飞机日历寿命确定的新方法研究[A]. 疲劳与断裂 2000 [M]. 北京: 气象出版社, 2000. 7~12
- [6] 陈群志, 李喜明, 刘文斑, 等. 飞机结构典型环境腐蚀当量关系研究[J]. 航空学报, 1998, (4): 414~418
- [7] 刘凤玲. 航空表面防护体系加速模拟试验方法的设计[A]. 中国腐蚀与防护学会主编. 腐蚀科学与防腐蚀工程新进展[M]. 北京: 化学工业出版社, 1999. 570~573
- [8] Harlow D G, Wei R P. A probability model for the growth of corrosion pits in aluminum alloys induced by constituent particles[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1998, 59(3): 305~325
- [9] Leifer J, Mickalonis J I. Prediction of aluminum pitting in natural waters via artificial neural network analysis [J]. Corrosion, 2000, 56(6): 563~571
- [10] Hong H P. Application of the stochastic process to pitting corrosion [J]. Corrosion, 1999, 55(1): 10~16
- [11] Engelhardt G, Strehblow H H. The determination of the shape of developing corrosion pits[J]. Corrosion Science, 1994, 36(10): 1711~1725
- [12] Rokhlin S I, Kin J Y, Nagy H, et al. Effect of pitting corrosion on fatigue crack initiation and fatigue life[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1999, 62(3): 425~444
- [13] Harlow D G, Wei P R. Probability approach for predic-

- tion of corrosion and corrosion fatigue life[J]. AIAA, 1994, 32(10): 2073~2079
- [14] Nakajima M, Tokaji K. Fatigue life distribution and growth of corrosion pits in a medium carbon steel in 3% NaCl solution[J]. Fatigue Fract Engng Mater Struct, 1995, 18(3): 345~351
- [15] Gabetta G, Torri L. Crack nucleation and propagation in blade steel material[J]. Fatigue Fract Engng Mater Struct, 1992, 15(11): 1101~1111
- [16] Wang Y Z, Akid R, Miller K J. The effect of cathodic polarization on corrosion fatigue of a high strength steel in salt water[J]. Fatigue Fract Engng Mater Struct, 1995, 18(3): 293~303
- [17] Goto M, Nisitani H. Crack initiation and propagation behaviour of heat-treated carbon steel in corrosion fatigue[J]. Fatigue Fract Engng Mater Struct, 1992, 15(4): 353~363
- [18] 周希沅. 飞机结构的当量环境谱与加速试验谱[J]. 航空学报, 1996, 17(5): 613~616
- [19] 董登科, 王俊扬. 关于军用飞机服役日历年限评定用的当量环境谱[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 451~455
- [20] 陈群志, 李喜明, 周希沅, 等. 飞机结构典型环境腐蚀当量关系研究[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 414~418
- [21] 刘文斑, 蒋冬滨. 飞机结构关键危险部位加速腐蚀试验环境谱研究[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 435~438
- [22] 陈跃良, 段成美, 金平. 飞机结构局部环境加速腐蚀当量谱[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(3): 338~341
- [23] 张福泽. 金属机件腐蚀损伤日历寿命的计算模型和确定方法[J]. 航空学报, 1998, 20(1): 30~37
- [24] 张栋. 飞机结构件在当量环境谱下加速腐蚀试验和日历寿命计算方法[J]. 航空学报, 2000, 21(3): 196~201
- [25] 赵明洋, 周希沅. JLX飞机机翼日历寿命评估方法[J]. 结构强度研究, 1999, (2): 30~37
- [26] 董登科, 王俊扬, 薛景川. 考虑环境腐蚀试验和日历使用寿命修正方法[J]. 结构强度研究, 1999, (2): 45~50
- [27] 王斌团, 范建华, 杨庆雄. 金属材料大气环境静态腐蚀老化的疲劳性能[J]. 金属学报, 1999, 35(11): 1163~1166
- [28] 王斌团, 杨庆雄. LC4C5铝合金和30CrMnSiNi2A钢在大气环境预腐蚀后的疲劳曲线[J]. 机械强度, 2000, 22(2): 222~225
- [29] 谢伟杰, 李获, 胡艳玲, 等. LY12CZ和7075T351铝合金EXCO溶液中的腐蚀动力学的统计研究[J]. 航空学报, 1999, 20(1): 30~34
- [30] 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): 553~557

Current Status and Key Technique of Predictive Technique for Calendric Life of Military Aircraft

Chen Yueliang^{1,2}, Duan Chengmei², Lü Guozhi¹

(1. Dep. of Aircraft Engineering of Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Naval Aeronautical Engineering Academy Qingdao Branch, Qingdao, Shandong 266041, China)

[Abstract] The origin, the current status and existing problems of the same subject both at home and abroad in the research field of the service life of the aircraft were presented. Several key problems and their technical settlement were expounded emphatically, such as the model of corrosion fatigue of aircraft, the evaluation technique for corrosion damage of anticorrosion coats, the database of material-environment-service time and evolution law of corrosion-damage colony, the methods for theoretical analysis of the service life, the technique of nondestructive inspection (NDI) for corrosive damage and so on.

[Key words] service life; aircraft structure; corrosive fatigue; corrosive environment