

技术专论

# 飞机结构表面涂层体系改进研究

房振乾<sup>1,2</sup>, 陈群志<sup>1</sup>, 董兵<sup>2</sup>, 黄学军<sup>2</sup>

(1. 北京航空工程技术研究中心, 北京 100076; 2. 中国人民解放军93756部队, 天津 300131)

**摘要:** 针对多型飞机表面涂层体系抗腐蚀性能差这一亟待解决的问题, 采用制造状态、大修状态及纳米复合涂层对设计的典型飞机蒙皮对接结构模拟件进行涂装, 并利用划格法对涂层体系的层间附着力进行表征。采用加速模拟环境试验的方法, 对纳米复合涂层的防腐性能进行考核验证。试验结果表明, 纳米复合涂层体系的层间附着力、防腐性能和耐老化性能明显优于制造状态、大修状态涂层体系, 在飞机中应用纳米复合涂层可以显著改善结构的抗腐蚀品质。

**关键词:** 飞机结构; 抗腐蚀性; 纳米复合涂层; 层间附着力; 加速模拟环境

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2013.05.022

**中图分类号:** V271.4; TB37; TL214<sup>+</sup>.6; V216.5<sup>+</sup>7      **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2013)05-0102-06

## Improvement of Aircraft Structure Surface Coating System

FANG Zhen-qian<sup>1,2</sup>, CHEN Qun-zhi<sup>1</sup>, DONG Bing<sup>2</sup>, HUANG Xue-jun<sup>2</sup>

(1. Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076, China; 2. Unit 93756 of PLA, Tianjin 300131, China)

**Abstract:** According to the urgent issue of surface coating system with worse anticorrosion properties in several types of aircraft, the simulative components of typical aircraft skin butt joint structures were designed and painted with manufacture coating system, overhaul coating system and nano-composite coating system. The interlayer adhesion of coating system was characterized using bend test method. The corrosion protection performance of nano-composite coating was comparatively assessed and validated using laboratory accelerated simulation environment test method. The experimental results showed that the interlayer adhesion, the corrosion protection and anti-ultraviolet ageing performance of nano-composite coating system are obviously better than that of manufacture and overhaul coating system. Nano-composite coating can distinctly improve the anti-corrosion quality of aircraft skin structures in corrosive medium.

**Key words:** aircraft structure; anti-corrosion; nano-composite coating; interlayer adhesion; accelerated simulation environment

表面防护涂层对抵抗环境因素对飞机结构的腐蚀至关重要, 是提高飞机结构抗腐蚀品质, 保障飞机结构达到预期服役使用年限的决定性因素<sup>[1-3]</sup>。当前, 我国多型飞机设计时间较早, 表面涂层体系多采

用20世纪七、八十年代的环氧底漆和聚氨酯面漆, 其防腐效果较差, 从而导致飞机结构腐蚀的出现。特别是对于使用年限较长的飞机来说, 若不能及时对这些飞机原有表面涂层体系进行防腐改进, 一方

收稿日期: 2013-04-25

作者简介: 房振乾(1976—), 男, 河北承德人, 博士, 讲师, 主要从事飞机结构疲劳寿命、日历寿命及腐蚀防护研究。

面,随服役日历时间的增加,机体结构的腐蚀损伤不断累积,将会提前达到其修理极限,将无法预期日历寿命要求;另一方面将显著提高修理费用,大幅度降低飞机就位率,极大地影响其使用性能和作战性能。针对多型飞机表面涂层防腐性能较差,难以满足日历寿命要求这一亟待解决的紧迫课题,研发抗腐蚀品质优良的防护涂层,并将其应用于飞机结构腐蚀防护和腐蚀修理是延长飞机日历寿命的一个重要发展方向。

随着纳米技术不断向涂料研究领域渗透,纳米复合涂层日趋成熟。针对我国飞机的使用情况、服役环境和结构腐蚀特点,近年来中科院金属所与北京航空工程技术中心共同开展了纳米复合涂层的研发及其应用研究。在解决了纳米粉体团聚性、分散稳定性两大难题基础之上,采用特殊工艺成功研发出IMR21纳米复合涂层。IMR21纳米复合涂层具有良好的附着力、抗划伤、抗渗透性和抗紫外线老化性能,在飞机腐蚀防护中应用前景良好<sup>[4]</sup>。一种新的涂层体系要想应用于实际飞机结构,必须经历外场使用或实验室加速腐蚀考核验证。目前,该涂层已经在我国海南地区服役的某型飞机上使用了将近5年的时间,表面涂层仍然比较完好,机体结构也没有出现明显的腐蚀<sup>[5]</sup>。由于外场使用时间较短,还不能充分说明和评定其具体的抗腐蚀品质,因此,实验室加速腐蚀考核验证不失为一种有效的技术途径。

文中采用某型飞机实际使用的蒙皮板材,在其表面分别喷涂现有制造状态、大修状态以及IMR21纳米复合涂层体系,对其层间附着力进行考核验证。针对该型飞机实际结构设计了一种典型蒙皮对接结构模拟件,采用上述3种涂层体系对其表面进行涂装。在加速模拟实际环境条件下,对纳米复合涂层的防腐性能进行考核验证,为其在该型飞机大修推广应用以及其它老旧飞机结构防腐改进应用奠定坚实的技术基础。

## 1 实验

### 1.1 涂层体系层间附着力测试

在某型飞机大修工厂选取蒙皮用LY12铝合金

板材,在其表面不同区域分别喷涂现有制造状态环氧底漆A+聚氨酯面漆B、大修状态聚氨酯底漆C+聚氨酯面漆B以及聚氨酯底漆C+IMR21纳米复合涂层,采用划格法对涂层体系层间附着力进行比对测试<sup>[6-7]</sup>。

### 1.2 典型蒙皮对接结构模拟件设计

针对某型飞机结构设计了一种典型蒙皮对接结构模拟件如图1所示,尺寸为237 mm × 90 mm × 4 mm。垫板用MF931密封防水胶保护,十字槽半沉头螺栓和铆钉均为标准件。典型蒙皮对接结构模拟件喷涂后,其表面涂层状态与涂层体系层间附着力测试部分一致。

### 1.3 加速腐蚀环境谱及加速腐蚀试验实施过程

飞机外部结构往往会受多种环境因素如湿热、紫外线、温度冲击、盐雾和低温疲劳等的综合作用,采用单一环境试验不能对外部结构的抗腐蚀性能做出准确评估。结合某型飞机实际服役环境条件、使用载荷水平,给出由按照湿热暴露、紫外线照射、热冲击、低温疲劳、盐雾等5个部分顺序构成的加速腐蚀试验环境谱<sup>[1,7-9]</sup>,一个完整的实验周期大约为15天。

加速腐蚀试验实施过程如下。

1) 湿热暴露试验。采用H1200C温湿交变试验箱予以实施,试验条件:暴露时间为168 h,试验温度 $t=43\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,相对湿度为 $(95\pm 5)\%$ 。

2) 紫外线老化试验。采用UR2600紫外线老化试验箱予以实施,紫外线辐射强度为 $(60\pm 10)\text{ W/m}^2$ ,紫外线照射时间为24 h,试验温度 $t=55\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

3) 热冲击试验。采用H1200C温湿交变试验箱予以实施,热冲击试验温度为 $149\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,作用时间为1 h。

4) 低温疲劳试验。采用MTS810-500kN液压伺服疲劳试验机予以实施。疲劳加载条件:最大应力 $\sigma_{\max}=90\text{ MPa}$ ,应力比 $R=0.1$ ,加载频率 $f=5\text{ Hz}$ ,循环次数为500次,试验时需按照试验件试验段的实际截面积(厚度与宽度实测值)计算最大载荷;试件试验段温度 $t=(-53\pm 5)\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

5) 盐雾试验。采用DCTC1200P盐雾腐蚀试验箱予以实施,96 h中性盐雾+72 h酸性盐雾。中性盐雾溶液采用5% NaCl溶液,酸性盐雾溶液是在中性

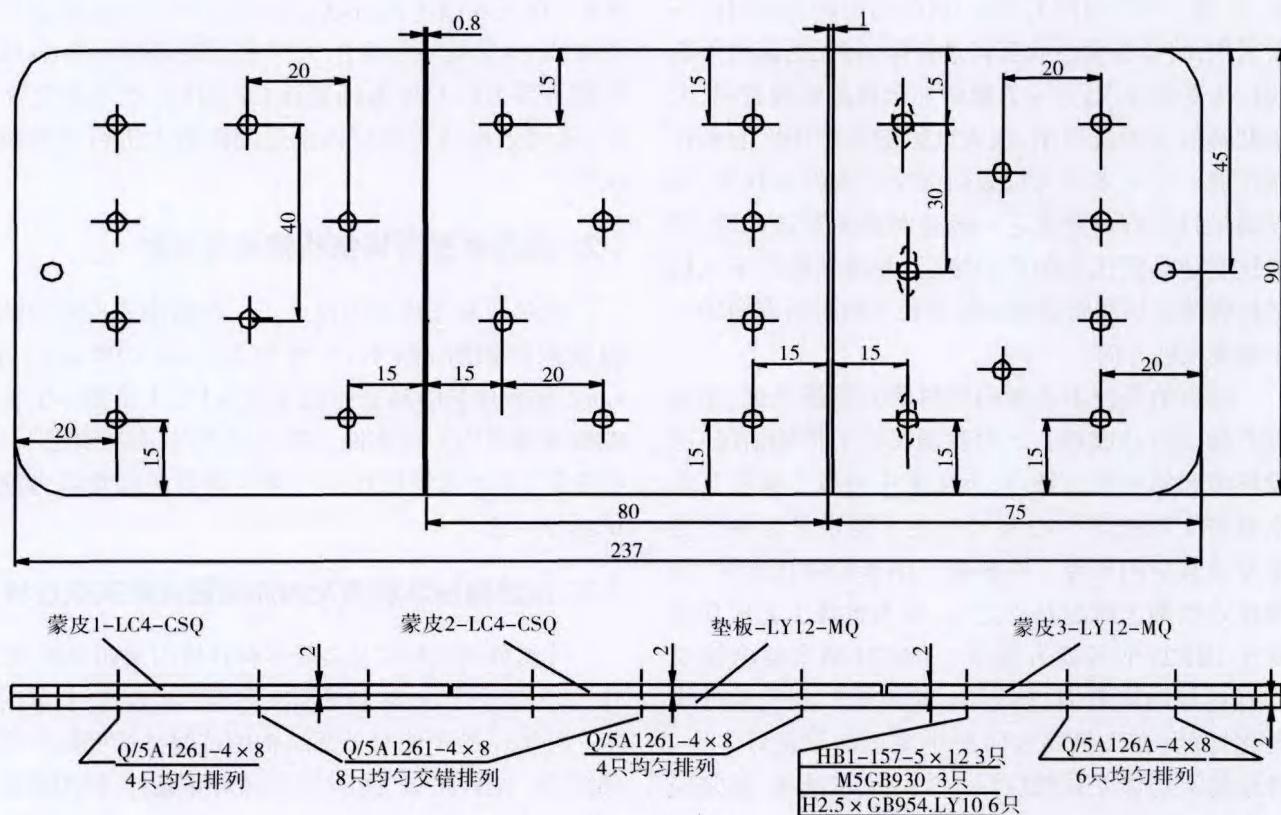


图1 蒙皮对接结构模拟件  
Fig. 1 Simulated structures of skin butt joint

盐雾中加入适量稀  $H_2SO_4$  调配而成, 溶液 pH 值为 3.5 ~ 4.5, 可用稀  $H_2SO_4$  和 NaOH 调整。试验温度  $t = (35 \pm 2) ^\circ C$ , 盐雾沉积量为  $(1 \sim 2) mL / (h \cdot 80 cm^2)$ 。

## 2 结果与讨论

### 2.1 涂层体系层间附着力

LY12 铝合金板材表面喷涂现有制造状态、大修状态以及 IMR21 纳米复合涂层体系 72 h 后,  $1 mm \times 1 mm$  划格实验结果如图 2 所示。

由图 2 可以看出, 72 h 后, 现有制造状态、大修状态涂层体系  $1 mm \times 1 mm$  划线边缘有轻微脱落、掉块现象, 但划格上无涂层完全脱落现象出现, 其划格等级均为 1 级, 而纳米复合涂层体系  $1 mm \times 1 mm$  划线完好无缺陷, 其划格等级为 0 级。涂层体系层间附着力测试结果说明, IMR21 纳米复合涂层体系的层间附着力明显优于现有制造状态、大修状态涂层体系。

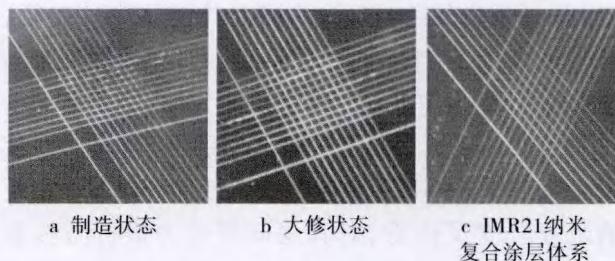


图2 涂层体系  $1 \times 1 mm$  划格实验  
Fig. 2 Experimental results of coating system in cross-cut test

IMR21 纳米复合涂层体系喷涂工艺流程与现有大修喷涂工艺流程一致, 而且现场涂装效果良好, 因此该涂层体系的工艺配套性合理、可行。

### 2.2 腐蚀防护性及防腐改进研究

#### 2.2.1 外场腐蚀情况

某型飞机大修腐蚀检查中发现的外部结构腐蚀问题主要有涂层的破损、脱落、螺栓锈蚀以及铆钉腐

蚀现象等,可涵盖的腐蚀部位主要有蒙皮对接部位,铆钉、托板螺帽及其混合连接的蒙皮及其对接区,整流包皮、口盖、口框、机翼前缘蒙皮等,具体情况如图3所示。

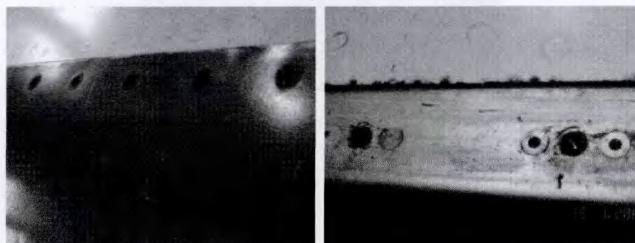


图3 蒙皮结构腐蚀情况  
Fig. 3 Corrosion of skin structures

### 2.2.2 加速腐蚀试验结果

典型蒙皮对接试验件制造状态、大修状态、IMR21纳米复合涂层体系加速腐蚀3个周期后,试验件宏观照片及相关微观照片分别如图4—6所示。

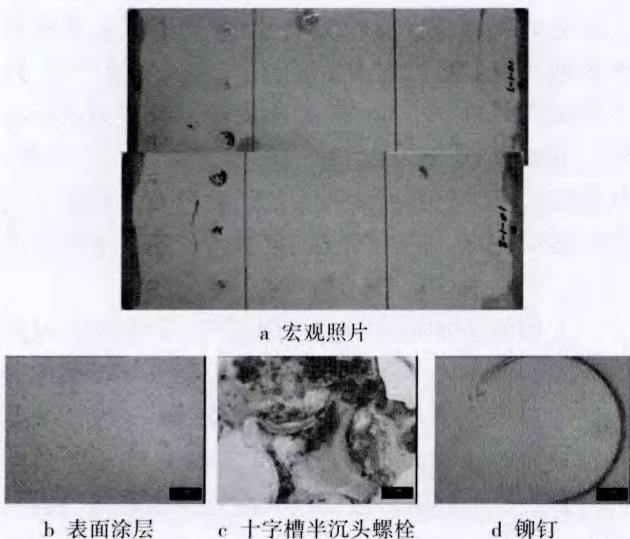
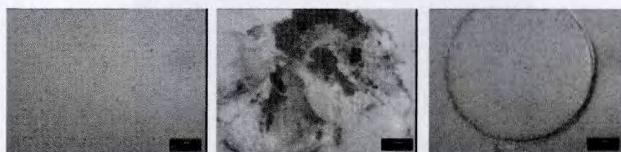


图4 制造状态加速腐蚀3个周期的腐蚀情况  
Fig. 4 Images of test pieces with manufacturing coating system after three corrosion cycles

制造状态加速腐蚀3个周期后,试件表面平整涂层中已出现大量尺寸 $\leq 0.05\text{ mm}$ 的小气泡。十字槽半沉头螺栓存在超过3/4表面涂层脱落的现象,涂层剥落后螺栓基体锈蚀明显。螺栓周围涂层已开始破损失效,并有向四周扩展的趋势。铆钉表面及其圆周边缘涂层已密布大量尺寸 $\leq 0.2\text{ mm}$ 的气泡,气



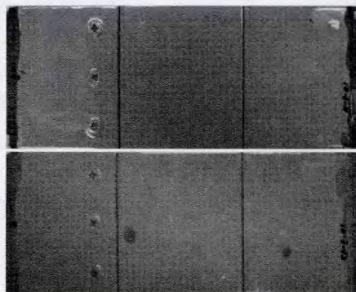
a 宏观照片



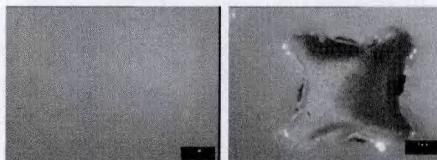
b 表面涂层 c 十字槽半沉头螺栓 d 铆钉

图5 大修状态加速腐蚀3个周期的腐蚀情况

Fig. 5 Images of test pieces with overhaul coating system after three corrosion cycles



a 宏观照片



b 表面涂层 c 十字槽半沉头螺栓

图6 IMR21纳米复合涂层体系加速腐蚀3个周期的腐蚀情况  
Fig. 6 Images of test pieces with IMR21 nano-composite coating system after three corrosion cycles

泡最大尺寸已接近 $0.5\text{ mm}$ 。

大修状态加速腐蚀3个周期后,平整部位、十字槽半沉头螺栓及铆钉表面涂层已密布大量尺寸 $\leq 0.1\text{ mm}$ 的气泡,铆钉周围涂层有尺寸接近 $0.6\text{ mm}$ 的气泡出现,十字槽半沉头螺栓周围涂层中各别气泡尺寸已超过 $1\text{ mm}$ 。十字槽半沉头螺栓表面涂层破

损、剥落处螺栓基体锈蚀明显。

IMR21 纳米复合涂层体系加速腐蚀 3 个周期后,除了在十字槽半沉头螺栓十字槽边缘涂层出现尺寸  $\leq 1\text{mm}$  的破损现象以及由此而引发的螺栓基体轻微锈蚀现象外,涂层体系整体防护状态无明显变化。

典型蒙皮对接试验件制造状态、大修状态以及 IMR21 纳米复合涂层体系加速腐蚀 6 个周期后,试验件宏观照片及相关微观照片分别如图 7—9 所示。

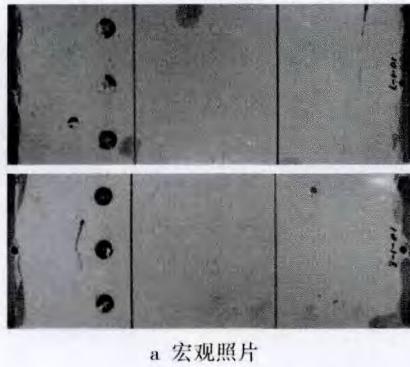


图 7 制造状态加速腐蚀 6 个周期的腐蚀情况

Fig. 7 Images of test pieces with manufacturing coating system after six corrosion cycles

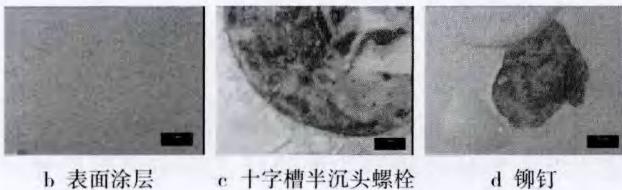
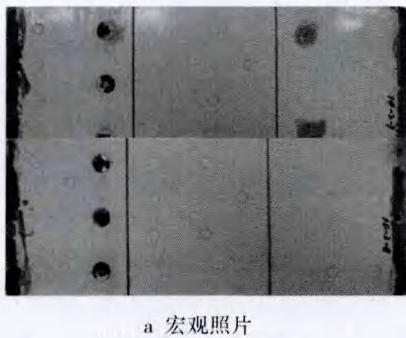


图 8 大修状态加速腐蚀 6 个周期的腐蚀情况

Fig. 8 Images of test pieces with overhaul coating system after six corrosion cycles

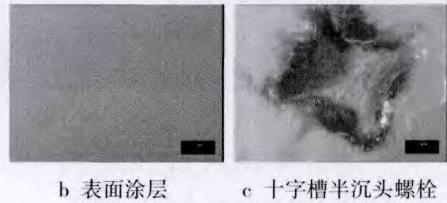
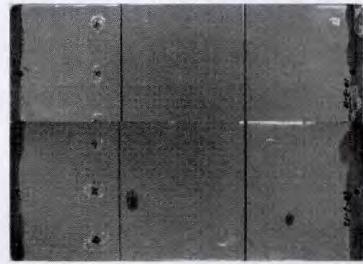


图 9 IMR21 纳米复合涂层体系加速腐蚀 6 个周期的腐蚀情况  
Fig. 9 Images of test pieces with IMR21 nano-composite coating system after six corrosion cycles

制造状态加速腐蚀 6 个周期后,平整表面涂层中的轻微起泡现象变化不明显。十字槽半沉头螺栓大部分表面涂层已完全脱落,十字槽半沉头螺栓基体锈蚀严重。螺栓周围涂层脱落、破损现象严重,并不断向螺栓外围扩展,最大扩展尺寸已接近 3 mm。铆钉表面及其圆周附近涂层起泡现象进一步加重,气泡最大尺寸已超过 1 mm,各别铆钉表面局部区域涂层破损、脱落现象严重,涂层剥离处铆钉基体腐蚀明显。

大修状态加速腐蚀 6 个周期后,平整部位表面涂层中的微小气泡变化不明显。十字槽半沉头螺栓表面涂层大部分已完全破损,涂层剥离处螺栓基体锈蚀现象严重,螺栓周围涂层起泡现象严重并不断向外扩展。一些铆钉表面及其附近涂层起泡、破损、剥落现象进一步严重,气泡最大尺寸接近 2 mm,涂层破损区域面积接近 4 mm<sup>2</sup>,涂层脱落处铝合金基体腐蚀明显。

IMR21 纳米复合涂层体系加速腐蚀 6 个周期后,除了在十字槽半沉头螺栓十字槽边缘涂层开裂处螺栓基体锈蚀现象有所加重,以及因腐蚀介质从这些开裂部位侵入而引发螺栓表面涂层明显起泡现象外,涂层体系的总体防护性能依然完好无变化。

制造、大修状态和纳米复合涂层体系色差随试验周期的变化关系曲线如图 10 所示。

制造、大修状态和纳米复合涂层体系色差  $\Delta E^*$

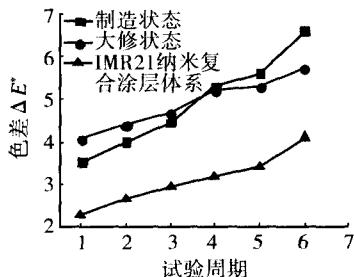


图10 涂层体系色差变化规律曲线

Fig. 10 Curves of color difference versus corrosion cycles

随加速腐蚀试验周期增加而逐渐增大。纳米复合涂层体系色差 $\Delta E^*$ 变化范围为2~4,而制造、大修状态涂层体系色差 $\Delta E^*$ 变化范围为4~7。与制造、大修状态相比,纳米涂层体系的抗腐蚀品质得到了显著提高。纳米复合涂层体系较小的色差变化,充分预示其对实际环境良好的耐老化性能。

综上所述,6个周期的加速腐蚀试验后,典型蒙皮对接试验件制造状态和大修状态表面平整部位、铆钉表面涂层都已出现了一定程度的起泡现象,螺栓表面涂层已完全破损、失效,失去腐蚀防护功能,其周围涂层起泡、破损现象不断向外扩展。试验件已出现的腐蚀损伤与大修时发现的腐蚀损伤基本一致,因此,需要进行修理以进一步减轻基体的腐蚀损伤。对IMR21纳米复合涂层体系来说,除了在十字槽半沉头螺栓十字槽局部出现一定程度的腐蚀损伤外,涂层体系的总体防护性能完好无变化,而且IMR21纳米复合涂层体系色差值变化范围只有制造、大修状态涂层体系的一半。6个周期的加速腐蚀试验结果充分说明,IMR21纳米复合涂层体系的腐蚀防护性明显优于制造状态、大修状态涂层体系。基于IMR21纳米复合涂层体系对环境介质的良好抗腐蚀性,同时结合IMR21纳米复合涂层体系良好的层间附着力及其合理的施工工艺配套性能,IMR21纳米复合涂层体系适用于该型飞机结构大修防腐改进应用。

### 3 结论

1) 划格实验结果表明:制造状态、大修状态涂层体系1 mm×1 mm划格等级均为1级,而IMR21纳米复合涂层体系1 mm×1 mm划格等级为0级。IMR21纳米复合涂层体系的层间附着力明显优于现有制造状态、大修状态涂层体系的层间附着力。IMR21纳米复合涂层体系的工艺配套性合理、可行。

2) 加速腐蚀试验结果表明:与制造状态、大修状态涂层体系相比,IMR21纳米复合涂层体系抗环境腐蚀品质得到了显著提高。

3) IMR21纳米复合涂层应用于该型飞机大修,能够显著改善结构抗腐蚀品质,也可推广应用于多型飞机中以提高表面防护涂层的使用寿命或维修周期,从而确保飞机结构满足预期日历寿命指标要求。

### 参考文献:

- [1] 刘文珽,李玉海,王向明,等.飞机结构日历寿命体系评定技术[M].北京:航空工业出版社,2004.
- [2] 中国特种飞行器研究所.海军飞机结构服饰设计指南[M].北京:航空工业出版社,2005.
- [3] 汪定江,潘庆军,夏成宝.军用飞机的腐蚀与防护[M].北京:航空工业出版社,2006.
- [4] 陈群志,韩恩厚,李祥海,等.IMR21纳米复合涂层与现役飞机典型涂层抗紫外线性能对比研究[J].腐蚀科学与防护技术2005,17(4):234—236.
- [5] CHEN Qun-zhi, FANG Zhen-qian, Cui CHANG-jin, et al. Researches on Aircraft Corrosion and Protection[M]. Catic Mro Forum, 2011:49—63.
- [6] GB/T 9286—1998,色漆和清漆漆膜的划格试验[S].
- [7] BS EN ISO 2409—2007, Paints and Varnishes: Cross-cut Test[S].
- [8] ASTM G34—90, Standard Test Method for Exfoliation Corrosion Susceptibility in 2XXX and 7XXX Series Aluminum Alloys (EXCO Test)[S].
- [9] GJB 150—2009,军用装备实验室环境试验方法[S].