

# 典型连接件防腐密封剂在加速环境下的失效分析

王春晖<sup>1</sup>, 蓝启城<sup>2</sup>, 何卫平<sup>3</sup>, 张幸<sup>3</sup>

(1. 海军装备部飞机办公室, 北京 100071; 2. 海军装备部, 北京 100841;  
3. 中国特种飞行器研究所, 湖北 荆门 448035)

**摘要:** 针对某型飞机典型连接件的防腐蚀密封设计, 采用实验室加速环境谱开展验证试验研究, 结果表明含密封剂的防护体系在加速环境下发生了开裂失效。对密封剂的失效情况及原因进行了分析, 提出了密封剂失效后的解决途径及相应的改进方案。

**关键词:** 密封剂; 加速环境谱; 防护体系; 开裂; 修理

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2013.03.0012

**中图分类号:** TG174.1; TG174.3<sup>+</sup>1; V216.5<sup>+</sup>7 **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2013)03-0047-04

## Failure Analysis of Typical Adapting Piece Anticorrosion Sealant in Accelerated Environment

WANG Chun-hui<sup>1</sup>, LAN Qi-cheng<sup>2</sup>, HE Wei-ping<sup>3</sup>, ZHANG Xing<sup>3</sup>

(1. Aircraft Office of Navy Armaments Department, Beijing 100071, China;  
2. Navy Armaments Department, Beijing 100841, China;  
3. China Special Vehicle Research Institute, Jingmen 448035, China)

**Abstract:** The sealing design of typical adapting piece of an aircraft was test of using accelerated environment spectrum. The results showed that the protection system with sealant fails with crack. Failure analysis of the sealant was carried out. The solution for the sealant failure and corresponding improvement measure were put forward.

**Key words:** sealant; accelerated environment spectrum; protection system; crack; maintenance

飞机在海洋环境下服役, 要经受海水、盐雾、高低温、湿热、光照、化学污染等有害环境要素的侵蚀作用, 严酷环境下的腐蚀损伤构成了飞机结构主要损伤形式<sup>[1-2]</sup>。飞机的连接部位, 尤其是紧固件区域是主要的易腐蚀部位, 高空低温环境飞行时, 结构承

受弯曲作用, 紧固件区域使用的涂层体系有开裂倾向; 海洋环境或沿海环境下飞行时, 飞机暴露于海雾中, 海雾侵入紧固件区域的缝隙导致腐蚀产生。连接部位的防腐蚀密封设计, 包括密封剂的选用及密封形式的设计, 能有效提高飞机在海洋环境下的抗

收稿日期: 2013-01-22

作者简介: 王春晖(1968—), 男, 湖北孝感人, 硕士, 高级工程师, 主要从事飞机结构设计研究。

腐蚀性能,降低飞机结构对环境腐蚀敏感性。

# 1 试验方法

## 1.1 试验件

为了较真实地模拟实体结构,按某型飞机典型连接形式及防护体系设计和制备试验件,试验件如图1所示。试验件基体材料为7B04铝合金,试验件尺寸为380 mm × 180 mm,连接件板材的厚度为2 mm。连接部位的防护体系为紧固件涂底漆湿装配,中间搭接板上进行表面处理——底漆+密封剂+面漆。

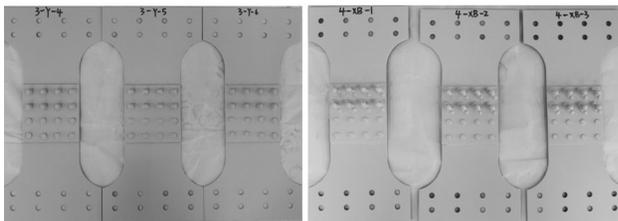


图1 典型连接件结构

Fig. 1 Typical structure of the adapting piece

## 1.2 加速试验环境谱及试验方法

综合考虑飞机在海洋环境下服役时受湿热、盐雾、紫外照射、热冲击、载荷作用及高空飞行气压的影响<sup>[3]</sup>,参照国内外同类试验方法及加速环境试验评估标准<sup>[4-5]</sup>,以美国空军制定的应用于F18飞机结构的涂层加速试验环境谱为基础,编制了由6个环境模块(湿热、紫外老化、低温低气压、热冲击、低温疲劳、盐雾)组合构成的实验室加速环境谱。试验前按ASTM G1-03充分清洗试验件。

# 2 试验结果及分析

## 2.1 试验件的失效状况

典型连接件在实验室加速环境下的第一个循环试验中,完成湿热、紫外老化、低温低气压及热冲击试验后,试验件的防护体系发生了开裂现象,如图2所示。从图2可以看到,试验件的中间搭接板紧固件周

围萌生了超过10 mm长的裂纹,所有裂纹都起源于紧固件周围,而非连接部位的涂层则无裂纹产生。

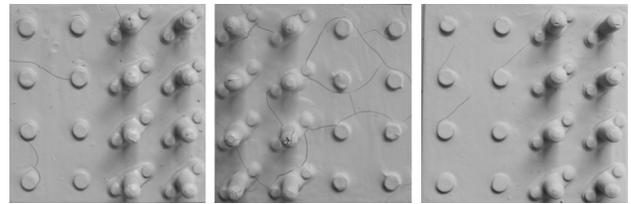


图2 试验件开裂形貌

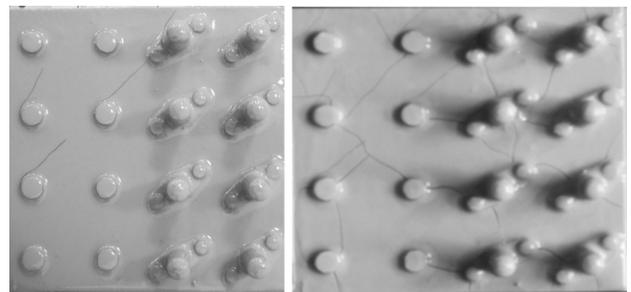
Fig. 2 The crack morphology of the test article

## 2.2 失效原因分析与验证

综合考虑试验件的结构形式、防护体系类型等,分析防护体系开裂可能的原因,包括面漆、试验件结构形式、密封剂、涂层与密封剂的相容性、密封结构形式等。为确认原因,开展了如下试验验证与分析。

### 2.2.1 防护体系中面漆的验证

紧固件周围涂层体系的开裂可能是由于面漆的延展性不够好所引起。为了验证是否由于面漆导致开裂,在原防护体系表面喷涂延展性更好的纳米涂料,试验件喷涂纳米涂料后的形貌如图3a所示。第一循环试验后,纳米涂料未裂,但纳米涂层下面的面漆继续开裂并扩展。第二循环试验后,纳米涂层由于内部裂纹的大量扩展而开裂,如图3b所示。因此,初步断定防护体系的开裂是由于面漆下方的密封剂开裂所引起。



a 加速试验前

b 加速试验一个循环后

图3 试验件喷涂纳米涂料试验前后的形貌

Fig. 3 The morphology of the test article with nano-coating before and after accelerated test

### 2.2.2 结构形式及密封剂的验证

为了验证防护体系开裂是否由于试验件结构

形式和面漆下方的密封剂开裂所引起,采用相同材料、相同密封工艺制备3类试验件,一是在平板件上直接刷涂密封剂(如图4a所示);二是在平板件上先刷涂密封剂后涂面漆(如图4b所示);三是在连接件上先刷涂密封剂后涂面漆(如图4c所示)。原防护体系的开裂是在低温低气压试验+热冲击试验后产生,因此开展3类试验件的低温低气压+热冲击试验,试验结果如图4所示。平板件上的密封剂和平板件上的密封剂+面漆体系均未开裂,而连接件上的防护体系开裂。初步断定防护体系的开裂受试验件结构形式、防护体系的类型和密封剂种类等因素影响。

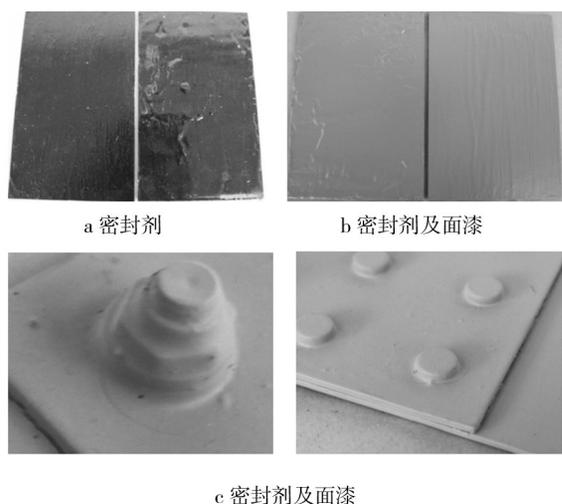


图4 结构形式和密封剂验证试验件  
Fig. 4 Structure and sealant verification test article

## 2.3 解决防护体系开裂的措施及其验证

连接件的密封设计已在现有飞机中得到了应用,从试验的结果分析,这些飞机在海洋环境服役过程中有可能出现密封剂开裂失效,影响飞机的腐蚀防护性能。为了今后能够在外场快速有效解决这个修理问题,采取喷涂单组分、快速固化的纳米涂料的方法进行局部修理和全局修理,并进行了试验验证。

### 2.3.1 局部修理

对搭接部位的开裂处进行局部打磨,打磨后的试验件形貌如图5a所示。清洗后,喷涂底漆+纳米涂料。经一个循环试验后,局部修理区域涂层完好,无裂纹产生;未修理区域仍有裂纹产生,有向局部修

理区域扩展的趋势,如图5b所示。经4个循环试验后,局部修理区域涂层完好,无裂纹产生,未修理区域新增裂纹,如图5c所示。

### 2.3.2 全局修理

对整个搭接部位进行全面打磨,打磨后的试验件形貌如图5d所示。清洗后,喷涂底漆+纳米涂料。经一个循环试验后,修理区涂层完好,无裂纹产生,如图5e所示。经4个循环试验后,修理区域仍无开裂现象,如图5f所示。

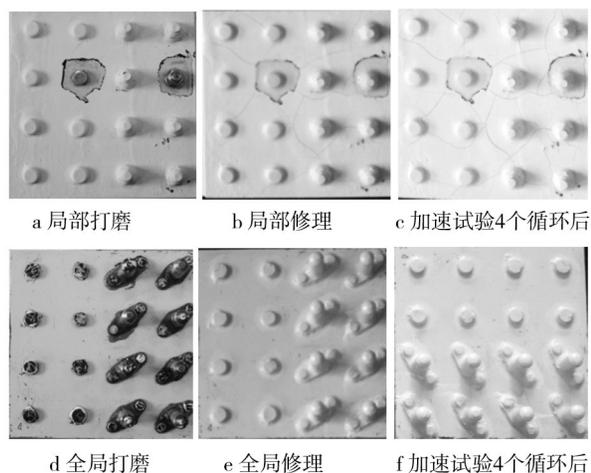


图5 局部修理和全局修理形式及试验结果  
Fig. 5 The typical local and entire repair forms and test results

验证结果表明连接部位整体表面使用底漆+密封剂+面漆的防护体系并不适用,密封剂和底漆、面漆的相容性差,导致了涂层表面裂纹产生;同时验证了修理措施的可行性和有效性,为今后飞机使用、维修中的类似结构失效问题提供了解决方案和途径。

## 2.4 后续分析及设计改进验证

为进一步确定防护体系失效的原因,以及为下一步的改进方案提供试验结果支持,后续将采用如下方案。

1) 加工平板试验件,刷涂原体系的国产HM-109密封剂及国外相同功能的密封剂,在导致开裂的低温低气压及热冲击环境下开展试验,对密封剂的性能进行对比测试;

2) 采取相同的试验件及密封工艺,将国产HM-109密封剂改为刷涂国外相同功能的密封剂,开展性能对比测试;

3) 更改结构密封设计,将原设计的搭接面板全部刷涂一层密封剂,更改为仅在紧固件头部刷涂密封剂(如图6所示),考察密封设计的合理性。

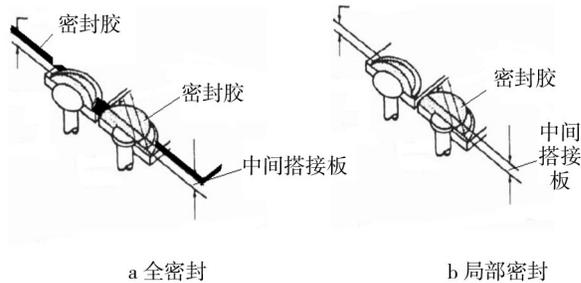


图6 全密封和局部密封形式

Fig. 6 The forms of local and entire sealing

### 3 结论

1) 某型飞机连接部位的“底漆+密封剂+面漆”防护体系在低温低气压及热冲击环境下易发生开裂。

(上接第38页)

墨加热器在高温大功率情况下必须考虑着火电压的影响。

2) 电极材料、间距、表面温度不变的情况下,着火电压与压强的关系曲线首先下降然后上升,具有一个最小值  $U_{b, \min}$ ; 在  $U_{b, \min}$  左侧曲线很陡,而右侧则比较平坦。

3)  $U_{b, \min}$  右侧着火电压随电极间距的增大而增大,而左侧相反;  $U_{b, \min}$  时,压强随间距的增大而减小;  $U_{b, \min}$  对应压强在 100 ~ 200 Pa 内,说明在这一区间内,电极容易放电。

4) 电极在氮气环境比空气环境中着火电压更低;对于3种不同材料的电极,石墨、钨和铜,着火电压依次降低。

5) 石墨材料在高温真空环境下易挥发,有氧条件下易氧化,所以在抽真空后需要补充氮气,使真空腔内部压力维持在 500 ~ 1000 Pa,既能提高石墨材料寿命,又能防止电极间的放电。

#### 参考文献:

[1] STROE D E. Linear Thermal Expansion of a Very Fine

2) 防护体系开裂的影响因素包括试验件结构形式、防护体系的类型、密封剂与底漆及面漆的相容性等。

3) 针对现在设计方案中密封剂的失效问题,可以采用快速简便的局部修理和全局修理方法解决。

4) 后续研究中将针对密封剂种类、性能和密封结构设计形式开展对比试验研究,确定最终密封剂失效原因,改进设计或者选用其它密封材料。

#### 参考文献:

- [1] 陈跃良,于继真. 某型飞机结构腐蚀失效分析[J]. 飞机设计, 2002(3): 12—15.
- [2] 刘文琰,李玉海,陈群志,等. 飞机结构腐蚀部位涂层加速试验环境谱研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(1): 109—112.
- [3] 穆志韬. 飞机服役环境当量加速腐蚀折算方法研究[J]. 海军航空工程学院学报, 2007, 22(3): 301—304.
- [4] 郑德强,张正平,李海波,等. 加速退化试验技术研究应用与发展[J]. 装备环境工程, 2011, 8(2): 100—104.
- [5] 刘海燕,李喜明,王红斌,等. 航空有机玻璃加速老化试验技术研究[J]. 装备环境工程, 2011, 8(6): 83—87.

Grain Graphite[C]// The 26th International Thermal Conductivity Conference (ITCC) and The 14th International Thermal Expansion Symposium (ITES). 2005: 510—517. (余不详)

- [2] 杭满福. 空间环境模拟设备大热流内仿行模拟器设计[J]. 真空与低温, 2011(1): 45—47.
- [3] 肖俊明. SiC陶瓷高温真空电阻炉的试验研究[J]. 金刚石与磨料磨具工程, 2007(2): 50—52.
- [4] 王乐善. 辐射加热方法在结构热试验中的作用与地位[J]. 强度与环境, 2010(5): 60—63.
- [5] 李平. 碳素材料在发热体方面的应用与开发[J]. 碳素, 1999(2): 24—27.
- [6] 高雪梅. 石墨在高温高真空电阻炉中的应用[J]. 工业加热, 2005(1): 34—39.
- [7] 江尧忠. 工业电炉[M]. 北京:清华大学出版社, 1992: 12—16.
- [8] 王天泉. 电阻炉的设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2000: 10—22.
- [9] 阎承沛. 真空热处理工艺与设备设计[M]. 北京:机械工业出版社, 1998: 10—16.
- [10] 杨津基. 气体放电[M]. 北京:北京科学出版社, 1983: 22—25.