

飞机结构密封与失效修理

How to Solve Problem of Seal for Aircraft Structure Maintenance

王 哲 / Wang Zhe

(第一飞机设计研究院,西安 710089)

(The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

摘 要:

为提高飞机增压舱的密封能力,给出了飞机结构密封失效的修理程序、方法、试验验证、典型结构密封的措施等,以求达到增压舱正常加压和减缓机体腐蚀发生,保证飞机在寿命期内安全飞行。

关键词:飞机结构;密封;失效修理

中图分类号:V223+.3

文献标识码:A

[Abstract] In order to enhance the sealing capacity of the pressure cabin, a set of proposals regarding the failure of the sealing in the aircraft structure is presented, including maintenance procedures, ways and means, tests, sealing options of typical structures, etc. By doing this, the normal pressurization of the pressure cabin can be obtained and the structure eroding can be delayed to ensure the flying security during the aircraft flight life.

[Key words] Aircraft Structure; Seal; Maintenance

0 引言

密封失效会危及飞机和乘员安全,密封不好产生腐蚀会降低飞机结构的强度、刚度与使用寿命,增加维修工作量与费用,影响飞机的结构完整性与战备出勤率,甚至会危及飞机的使用安全性与可靠性,飞机因高空失压和密封不好造成腐蚀的现象时有发生。

随着航空技术的发展,现代飞行器可在广泛的范围内飞行。飞行高度及飞行速度的增大给飞机设备及机上人员工作均带来不利影响,为了保证飞机座舱内环境合适,现代飞机特别是民用飞机均采用增压座舱,即利用环境控制系统调节座舱压力、温度及湿度等。增压座舱要求飞机结构具有良好的密封性能,如果密封性能不好,在飞行中出现失密情况,将会酿成严重事故。1996年6月10日,由厦门飞往北京的8105航班在海拔8000m飞行时,因机械故障导致座舱失密,使乘客发生急性高空缺氧、高空减压情况。其中50余名乘客发生不同程度的头昏、头痛、心慌、气短及呼吸困难等情况。另外,民用飞机寿命越来越高,有的飞机要求7.5万飞行小时,因此更应注重腐蚀防护,而腐蚀防护最主要的措施就是结构密封。

1 结构密封

结构密封就是采用合理的结构形式,利用密封材料堵塞结构上的孔或缝等渗漏渠道,阻止压力的泄露以及水气或腐蚀介质的渗入,从而达到结构气密和防止腐蚀的目的。

1.1 结构密封主要范围

根据不同的飞机结构形式应采取不同的密封方法,并考虑多种密封的综合运用。主要包括增压区密封,防腐蚀密封,油箱舱密封,特设、雷达、液压舱密封,高温防火墙密封,气动整流密封,电气密封及其它密封(包括热防冰密封、金属与非金属结构密封、某些非结构零件的胶接密封)等。

1.2 增压区密封

增压机身泄漏源广布于气密线上,主要包括连接件孔和连接螺母(托板或桶形螺母),气密线上的构件对(搭)接缝和转角、拐角,玻璃安装,增压舱区的舱门、口盖等缝隙,通过气密线上的各系统件(如电缆、导管、机构件、灯座、天线和设备)等,应根据不同的结构形式采取不同的密封方法,如气密区内的蒙皮与框剪切片、长桁连接处,应填角密封;壁板的纵向搭接、对接处,应进行贴合面、填角密封;对于壁板的横向对接处,应进行贴合面密封;对于纵、

横向对缝交叉处,应进行贴合面、填角密封;对于承受气密载荷的框、地板,铆钉放置方向应为钉头在承压区,同时应进行填角密封;对于整体油箱中的紧固件应用密封胶密封,并要将结构布置为受油压变形时有利于密封。

1.3 防腐蚀密封

防腐蚀密封,包括合理的结构设计、适当的密封材料选择、正确的密封工艺及密封质量控制,设计中应全面考虑,严格要求,任何疏忽都可能造成渗漏或泄漏隐患。

(1) 密封部位的确定应有利于密封,应使可能渗漏的孔洞数量尽量减少,使可能渗漏的缝隙、厚度尽量小,其长度尽量大;设计时应考虑邻近零件的密封施工操作的空间限制,保证密封部位有可达性;设计的密封区应有足够的刚度,避免密封材料在过度挠曲和循环受力变形中脱胶、开裂、造成密封失效产生渗漏。

(2) 处于腐蚀环境的接缝应密封。所有位于外部或内部腐蚀环境中的接缝,包括起落架舱、附件舱、外表面口盖和整流结构等,均应用密封剂密封,可拆卸的检查口盖,应预制密封垫口盖密封,确定紧固件的数量和间距,应依据口盖、口框刚度,刚度大间距可大,刚度小则适当增加紧固件数量,以保证相邻紧固件制件口盖同口框密切结合,必要时应通过试验确定具体数量。

(3) 穿过机体外露的零件应密封连接。所有穿过蒙皮通向机外的附件,如天线、拉杆、导管、电缆等,应对连接缝和紧固件进行可靠的密封。

(4) 设计分离面、蒙皮接缝及紧固件应可靠密封。飞机上的设计分离面,如前、后机身分离处,应进行密封;蒙皮的接缝,特别是机体上表面、侧面和其他可能渗水的接缝,应嵌缝或填角密封;紧固件应设法密封装配,例如先在埋头窝表面或钉孔柱面上涂施密封剂或涂料。

(5) 电子设备干燥密封。电子设备和仪表应在彻底干燥后,进行气密装配,保证内部封闭,形成不凝露,不引起局部腐蚀的环境。

1.4 密封形式

结构密封主要有以下三种形式:

(1) 机械密封。气密区域的紧固件,如一般铆钉、环槽钉、高抗剪钉均采用干涉配合(有钛、铝或钢、混合夹层的地方采用过渡配合),为了提高铆接质量及气密质量,尽量采用自动压铆机铆接,如长桁和蒙皮的连接铆钉、环槽铆钉、高抗剪铆钉与孔配合对铝合金夹层均采用过盈配合,但对于混合材料(如铝与钛、钢)夹层考虑采用过渡配合,这是为

了减少应力集中,提高疲劳强度,以便更好地提高其密封性。

(2) 密封胶密封,对气密结构规定区域(如蒙皮对缝、气密线上加强垫板等处)进行缝内或缝外涂密封胶。密封胶密封是用常温固化胶液充填缝隙、漏气通道,阻断漏气路线来实现气密。密封方式主要有:贴合面密封(缝内密封),零件贴合面为漏气通道,在面与面之间施加密封胶。对于刚度大、形面复杂的贴合面,应有较好的配合状态,否则影响密封性能。填角密封,适用于有阶差的构件边缘(多用于机身内侧)。空穴充填密封(空穴直径不大于9.5mm)。铆钉铆头的堆砌密封。

(3) 密封件密封,密封件包括“O”形环、“U”形环、密封型材、气密带、密封垫圈和密封垫片。主要用于大的漏气源部位,如门、窗等各类开口部位,使用这种密封形式范围大而可靠。密封件的有效性取决于作用在密封表面的压力的连续性。应注意:密封零件间的分离和翘曲不应超过任一点上“密封线”的密封件的扩展能力;承受密封件压力的表面应足够平整和光滑,以便得到可靠的密封;密封件应被固定,以防止扭转紧固件或接头时,产生任何运动。机械密封和填角密封可以结合使用。如果更换密封件会破坏填角密封,这种方法就不实用。如果自密封螺母用于连接,那么紧固件应是一级配合或更好的配合。

2 密封失效修理

对于在役飞机定检、大修,密封失效等均应按要求进行外场结构密封修复,包括表面清理、密封剂修复、渗漏修理、施工要求、质量检查等。修理用的密封胶类应与旧胶层或旧漆层相容;修理铲除失效、渗漏的密封胶层时,不应损伤结构,当结构表面的氧化膜损伤时,应用冷氧化液处理后再进行密封,涂敷密封胶前应清洗表面。

2.1 密封修理程序

建立工作场地,工作区应有明显标志,严禁烟火,注意安全生产,注意防污染,不允许损坏和弄脏飞机,可靠保护非修理部位,不允许使用敞口有机溶剂容器。施工人员接触有机溶剂、密封剂时应戴手套,粘在皮肤上的密封剂应及时擦掉并用水冲洗,施工现场附近应有肥皂、去污粉及洗涤设施。

去除密封剂,修理损伤的或失效的缝外密封胶层时,在已经涂有与密封胶不相容的漆层时,缝外密封胶上不允许直接涂新密封胶,应用塑料刮刀或梗木(无磨料)工具去掉旧漆层,清洗后再涂新密封胶或补涂防腐涂料,最后涂新密封胶。紧固件的密

封不合格时,可用上法除去。表面密封失效时,应把不合格的胶层去掉,允许留有斑痕,再重新进行表面密封。

修理损坏的密封区域,确定渗漏源去除密封胶。

清洗,清洗剂或溶剂不要过量使用。清洗应在涂胶前 15 min 进行。用毛刷、吸尘器或干净抹布擦去涂胶面上的灰尘、油污等脏物,必须清除干净,不允许用压缩空气吹拂。用汽油湿润(不要过量)的抹布(无絮细白布包裹脱脂棉)擦拭胶面的油污。用乙酸乙酯湿润(不要过量)的抹布清洗涂胶表面的化学污垢。清洗应分段沿一个方向揩擦,每次擦拭用新更换的抹布。擦干工作区:不允许清洗剂在结构表面自然挥发干涸,应在溶剂未挥发前用细白布擦干净,每次擦干用新更换的抹布。

用密封材料涂敷密封,对大的槽缝(如机身外表气动整流、水密封胶梗)和孔,为避免多余胶的污染,允许在缝外贴保护带(隔离胶布),固化后多余胶可随胶布一起揭掉。

选用涂敷方法:铺设,缝内用;刮涂,缝内、缝外用;注射,填角、填缝、胶梗气动整流用;刷涂,缝内、缝外、填缝胶梗气动整流用;浸涂,紧固件用;喷涂,缝内、缝外、表面密封用。

去除多余的密封胶,密封部位不允许有向密封区外流淌密封胶沾污的痕迹或其它多余的密封胶,多余的密封材料应在施工完后立即清除,并在施工期内整形。蒙皮表面和非密封处的多余密封胶可随保护带除去,无保护带者用白布包脱脂棉球沾乙酸乙酯擦净。

密封剂的硫化,一般应在室温条件下自然硫化 24h,外场为缩短硫化周期,可采用加速硫化。加速硫化的方法:升高环境(包括结构件)温度,如电炉局部加热,局部吹热风;用湿热空气在结构内部环流,如空调器吹湿热空气环流;预热结构,用红外线加热结构表面。

检验密封修补部位,不允许漏涂、缺胶、气孔、异物夹杂;检验缝外密封剂外形及尺寸,必须符合技术图样的规定。

2.2 防腐蚀密封措施失效的修理

密封结构因腐蚀或机械损伤需更换部分零件或部分结构时,新换上的桁条、框、腹板与蒙皮结合处应涂快速修补密封胶,铆钉或螺栓等紧固件杆应快速修补密封胶进行湿法装配。

确因积水淤滞造成微生物滋生,应清除微生物污物,并涂阻蚀密封胶。

进行贴合面密封时,紧固件涂阻蚀密封胶进行湿法装配,待密封剂初步硫化后,在所有紧固件头

部和对接、搭接缝上涂快速修补密封胶,封死阻蚀密封胶,防止水浸造成阻蚀密封胶早期失效。

在机身舱内易积水的最低位置为防止微生物生长,应在相隔一定距离悬挂纱布包裹的铬酸锆类防霉剂,在修理时定期更换。

所有快速修补部位,原有结构表面在涂密封胶之前,应先用专用底漆或粘接促进剂浸润脱脂棉擦湿并晾干之后,方可涂密封胶(含金属表面的极薄密封胶表面)。

2.3 典型结构密封失效修理

(1) 铆接渗漏,紧固铆钉或更换换钉(加大一号铆钉应沾胶补铆)。漏气的铆缝,可用密封胶从座舱里或外面进行补充密封;

(2) 缝内密封渗漏,贴合面渗漏范围不大,可沿贴合面密封范围内可能渗漏的地方,用密封胶缝外涂敷,使损坏的贴合面密封层与密封介质隔离,扩大密封界面;

(3) 缝隙及孔洞漏气,应从增压舱里面用干净的玻璃纤维布浸渍密封胶后,用小块浸透了密封胶玻璃布填塞缝隙和孔洞(可用海棉橡胶或密封带代替玻璃布);

(4) 通风窗、舱门漏气,在保证门、窗与机身价差情况下,可在门框或窗框上涂一层密封胶(在门、窗的密封带上涂一层分型剂,以防密封胶粘在密封带上),若严重漏气,则更换密封带;

(5) 缝外密封胶渗漏,密封胶层粘附良好,只切除密封不良部位松动的密封胶、夹杂物,防止损坏结构清洗,补涂密封胶,整形。新涂的密封胶与原密封胶要搭接。当需要彻底地修理时,应使用规定的切割工具切割,直至露出结构金属表面,两端的密封胶应切成斜面,涂敷密封胶使新旧密封胶连接。整形后应光滑,避免截面突然改变;

(6) 紧固件渗漏,气动表面渗漏不严重的紧固件或外场修理,可从增压舱里面或外面(对不可达处)进行补充密封,修理方法为:清洗;涂胶;将细布或铝箔粘贴在渗漏表面上,贴敷的铝箔或绸布必须与结构表面平行,边缘挤出的密封胶应整形到光滑流线。非气动表面紧固件渗漏修理:清除紧固件表面的密封胶层,使紧固件底部与结构表面完全露出(粘牢在紧固件上的少量密封胶可不除去),清洁密封部位,重新密封。

3 试验验证

结构密封修理完成后,增压舱应按要求进行气密试验,验证密封能否满足飞机规定的压力要求。在选择新型密封材料和密封形式时,应按要求进行

选型试验。全机应按要求进行淋雨试验,以确定腐蚀密封效果,及时填补。

3.1 增压舱气密试验

增压舱气密试验应按照 CCAR25.843 的要求,整个增压舱,包括门、窗和活门,应作为一个压力容器。所生产的每架飞机应做强度和功能性试验。按照 CCAR25.365(d) 的压差进行强度试验,按照型号飞机增压舱正常使用压差进行泄漏试验。部件密封试验一般可按单面吹风检验或真空检漏或密封结构的气密试验。

3.2 防腐蚀密封试验

淋雨试验应考虑在增压和不增压条件下的淋雨试验。对密封胶、密封橡胶件、填料等在环境条件下进行性能试验。对型号未采用过的密封结构形式在初步设计过程可按不增压条件下进行淋雨试验,以确定其密封性。

3.3 整体油箱密封试验

试验方法有充压、动力、疲劳、振动和满足密封性能要求的各种特殊试验。

(1) 充压试验,气密试验:一般充 0.035MPa ~ 0.05MPa 压力,保持一段时间,用于检查试件的密封质量;充压停放试验:将试件充满煤油,一般停放一天。观察各部位的密封情况,用来检查密封质量;煤油充压试验:将试件充燃油并加压。最大压力应符合油箱在飞行中所受的最大油压,一般用脉冲压力进行试验。检查密封系统承受结构变形的能力。

(2) 加载充压联合试验,在飞行中,作用在机体

上的各种载荷(除油箱压力外)如果引起密封缝变形时,则需做加载和充压的联合试验。如新设计的机翼整体油箱一般要做联合加载密封性试验。油箱的载荷和固定方法都应模拟飞机实际情况。

(3) 振动试验,结构振动是加速密封破坏的重要原因,而发动机、航炮、起落架以及结构表面气动波动压力都是重要的振源。如果油箱受这些振源的影响,就应做模拟振动试验。

(4) 温度试验,飞机在高速时由于表面气动力加热和发动机等加热,会使油箱的某些部位温度很高,温度变化范围很大,并将影响结构的密封性,对这些部位要做高低温试验。

4 结论

气密区结构的气密封和非气密区防腐蚀密封是飞机结构维修中主要内容之一。现役飞机结构密封,由于密封不好造成增压舱失压及腐蚀,带来的危害已引起设计、生产制造、使用维护部门的高度重视,开展了一定的结构密封工作,制订了一些规定。随着新型密封材料在航空领域的不断应用,对于结构密封维修将提出新的要求。

参考文献:

[1] 王哲. 现代飞机结构维修性设计[J]. 航空维修与工程, 2003,1:33-34.

(上接第 43 页)

4 结论

由于复合材料结构的制造工艺对复合材料结构的性能有明显影响,改变后的复合材料结构制造工艺被认为是新的工艺。根据运输类民用飞机的适航标准,需要对复合材料结构制造的工艺变化进行等效性验证。目前,复合材料结构制造工艺的等效性验证需要进行较低层次复合材料物理和力学性能的试验,经过统计后与初始鉴定的复合材料性能进行对比分析,在所有试样结果达到接受准则后认定改变的制造工艺与原工艺等效。本论文的结论为民用飞机复合材料结构制造工艺的等效性验证提供了借鉴。

参考文献:

[1] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准

[S]. 中国民用航空局,2011.11.7: 58.

[2] 14CFR-25 Airworthiness Standards; Transport Category Airplanes[S]. FAA, 2010.2.20: 82.

[3] Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25 Amendment 9[S]. EASA, 2010.8.5: 1-D-1.

[4] Advisory Circular 20-107B. Composite Aircraft Structure. FAA, 2009.9.8.

[5] Advisory Circular 21-26A. Quality System for the Manufacture of Composite Structures[S]. FAA, 2010.7.23.

[6] Gregg Bogucki, William McCarvill, Stephen Ward. Guidelines for the Development of Process Specifications, Instructions, and Controls for the Fabrication of Fiber-Reinforced Polymer Composites[S]. DOT/FAA/AR-02/110, 2003.03.

[7] Composite Materials Handbook[M]. MIL-HDBK-17F Volume 1, 2002.06.17: 42-51.

[8] John S. Tomblin, Yeow C. Ng, and K. Suresh Raju. Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems: Updated Procedure[S]. DOT/FAA/AR-03/19, 2003.09.

[9] Lester Cheng. Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems[S]. PS-ACE 100-2002-006, FAA,2003.9.