

# 英国皇家空军飞机复合材料结构的维修经验

许云峰

**摘 要** 多年以来,英国皇家空军一直在对飞机的复合材料结构进行维修,其中包括直升机的桨叶、其它作战飞机的雷达罩和各种面板等。对碳纤维复合材料的维修经验主要来自对“鹞”I 飞机复合材料结构的维修。在未来的战争中,需要对作战受损的飞机进行快速的维修以满足作战的需要。战时所用的维修技术与平时所用的维修技术有所不同,但仍要在有限的时间内恢复飞机结构的静强度。因此飞机的战伤维修是一种不同于传统维修方法的快速维修技术。本文主要描述英国皇家空军对“鹞”I 飞机复合材料结构的维修经验以及战时维修与平时维修的区别,举例说明了各种损伤的维修过程,强调了复合材料结构胶接维修技术的重要性。

**关键词** 复合材料 飞机结构 维修技术 “鹞”I 飞机

## 1 引 言

英国皇家空军维修碳纤维复合材料(CFC)的经验主要来自对英宇航/麦道公司的“鹞”I 飞机复合材料结构的修理,服役于美国海军陆战队的“鹞”I 飞机也称为 AV-8B。“鹞”I 飞机的 GR5 型于 1986 年进入部队服役,是英国皇家空军主要的战场截击机和近距支持飞机,大量装备部队的是经过改进的 GR7 型。该机的载弹量大、航程远,具有独特的短距起飞和垂直降落性能,可以从靠近前线的简易机场起飞对地面部队提供空中支持。“鹞”I 飞机与“鹞”I 飞机的最大区别在于大量使用了 CFC 复合材料。

作战飞机,特别是对地攻击飞机,作战归来总会带有作战损伤;作战飞机在日常的训练和存放过程中也会产生各种损伤。为了保持飞机的战备完好率,要求对飞机的作战损伤进行尽可能快的维修,以满足作战的需要。对飞机作战损伤的修理一般采用不同于生产过程的技术和方法,但同时满足最高的工艺标准。最基本的要求是在有限的时间限制内,尽量恢复飞机的初始设计强度和作战性能。飞机战伤维修是一种应急的飞机维修方法,经常应用于缺少备件、没有维修设备及维修时间短等特殊的作战环境下。

## 2 “鹞”I 飞机的结构

### 2.1 材料

“鹞”I 飞机的前机身、机翼、平尾以及许多其它的构件都是用 CFC 复合材料制造的,所用的材料主要有:

- a. 满足麦道公司材料规范 MMS 544 的碳/环氧织物,主要用于单块结构。这种材料可以承受  $-53\sim 156^{\circ}\text{C}$  的温度,根据织线、厚度、树脂含量和浸渍方式的不同,分为 7 种不同的规格。
- b. 满足麦道公司材料规范 MMS 549 的碳/环氧单向带,主要用于单块结构和夹层结构。这种材料可以承受  $-53\sim 156^{\circ}\text{C}$  的温度,根据树脂含量和厚度的不同,有 5 种不同的规格。
- c. 碳/BMI(bismaleimide)织物,用于单块结构,可以承受  $267^{\circ}\text{C}$  的高温。

### 2.2 前机身

前机身从机头至进气道前面的第 8 隔框,包括机头锥、风挡、座舱盖和座舱结构。前机身属于半硬壳结构,蒙皮采用 CFC 夹层材料,由大梁、长桁、隔框、地板和隔板组成。两块 CFC 隔板组成增压座舱的前后端,后隔板上安装有弹射座椅滑轨。头锥的 CFC 材料用双向的凯夫拉织物进行了加强,以提高头锥

抗鸟撞的强度。头锥采用铰接安装,打开头锥,可以进入前机身对内部的设备进行维修。

### 2.3 机翼

“鹞”I 飞机的机翼是一个整体的后掠超临界翼段,它是飞机的一个主要的承力构件,其内部为飞机的整体油箱。机翼的上下蒙皮为整块的 CFC 复合材料,采用螺栓与机翼结构相连。去掉机翼上蒙皮,就可以对内部的所有部件和结构进行维修。扭矩盒采用多梁设计,垂直载荷、剪力和扭矩通过这些梁传向机翼与机身的接头,扭矩盒内在局部载荷作用点上还布置有翼肋。扭矩盒共有 3 根主梁和 5 根辅助梁,后部的一根短梁同时作为整体油箱的侧板构件,通过上蒙皮上的检测门,可以对油箱进行有限的检测。整个扭矩盒采用钛紧固件连接,蒙皮采用钛质螺栓和防腐螺帽连接。CFC 材料的翼梁具有整体的梁缘和波状的腹板,波状腹板可以有效的传递剪力。在前梁和中梁之间有 3 根辅助梁,中梁和后梁之间有 2 根辅助梁。前梁有一段为全金属结构,由于对侧起落架的受力区域进行加强,同时承载翼下挂架。各梁的应力集中区域采用额外的叠层或对金属构件进行了加强。扭矩盒内共有 15 根翼肋,其中 10 根为 CFC 复合材料结构,5 根为金属结构。整体油箱中央隔板和翼尖肋条为铝质机加件。机翼与机身相连的翼肋通过栓接在机翼下表面的接头将机翼的剪力和扭矩分散传向机身。机翼前缘采用铝合金,既可防鸟撞又可防电击。

### 2.4 襟翼

襟翼同样为多梁结构,与机翼的不同之处在于梁与上蒙皮是同固化的。前缘蒙皮构件采用 CFC 复合材料,后缘蒙皮和内侧蒙皮由于受到高温尾气的侵蚀,采用碳/BMI 复合材料。

## 3 飞机维修的技术依据

在和平时期,英国皇家空军飞机维修的主要技术依据是《结构修理手册》(SRM)和设

计方批准的程序。而在战时,维修的依据则是《飞机战伤维修手册》。

### 3.1 依据《结构修理手册》的维修

《结构修理手册》的作用是为用户提供关于飞机易损部位的简单维修方法的基本信息。“鹞”I 飞机的结构修理包括轻微的表面损伤、龟裂、开胶等的修理,以及对蒙皮和加强件的简单的栓接和胶接修理。对于《结构修理手册》中列出的这些损伤,在修理之前,首先要进行无损探伤,以确定损伤的范围以及有无内部开胶。采用胶接修理之前,要对待修部位进行预热,一般采用加热毯将待修部位加热到 48.8℃,然后开始胶接修理,预热温度不能超过 65.5℃。

### 3.2 根据设计方的授权方案进行维修

如果飞机的损伤情况超出了《结构修理手册》中所列出的情况,就要将飞机的损伤情况报告给飞机的设计方,由设计方制定具体的修理方案,授权用户进行维修。有时需要进行检查、去除损伤、再次检查等程序,并不断的与设计方进行信息交换,最终确定综合的维修方案。

### 3.3 飞机战伤维修手册

手册中必须包含足够的信息,使评估人员能够对飞机的损伤进行快速而准确的评定。全面的评估资料必须以设计方提供的信息为基础,以对飞机损伤的彻底了解为依据。一般来说,对飞机损伤的了解来自于科学的研究和分析。这些研究和分析已经越来越显示出其重要性,特别是对于采用复合材料结构的飞机。对于复合材料结构,材料的性能、厚度,铺层的数量和方向等都对构件的性能有重要的影响。在《飞机战伤修理手册》中,飞机的战伤评估信息是按飞机的区域进行组织安排的,这样可以极大地方便评估人员查找信息。要将飞机的一般技术文件按系统组织的信息进行重新安排、按飞机的结构区域进行组织,需要花费很大的人力和物力,是一项非常繁琐的工作。尽管如此,目前服役的作战飞机都进行了这项工作。对于每个区域,可以

确定出具体的损伤标准、损伤引起的作战限制以及相应的修理方法等。在《飞机作战损伤修理手册》中一般会提供典型的修理指导。

### 3.4 修理原则

“鹞”I飞机的结构修理原则必须体现飞机的作战使用环境,即简易的前线机场。“鹞”I飞机的结构是很坚固的。在飞机设计的时候,关于如何对待飞机可能产生的冲击损伤就存在着许多争论,解决这一问题的办法是设计足够坚固的飞机结构,使得内部裂纹在被目视发现之前都是可以允许的。只有当损伤引起飞机表面异常或油箱漏油时,才认为损伤已经比较严重,需要进行修理。采用这种“过设计”原则虽然产生了很大的重量损失,但飞机在需要修理之前可以承受很多的损伤。

## 4 和平时期的修理方法

### 4.1 表面损伤修理

飞机的表面损伤一般有切口、划伤、点蚀、腐蚀、压痕、磨损、纤维松动等,维修方法通常是涂胶。表面损伤的最大允许极限取决于飞机的不同部位,如在机身上,最大允许的损伤为 $0.254\text{mm} \times 0.254\text{mm} \times 50.8\text{mm}$ (深 $\times$ 宽 $\times$ 长),最大允许间距为 $101.6\text{mm}$ 。进行表面修理时,先用砂纸将表面打毛,再将表面清理干净,然后涂上EA956A/B或EA934N/A胶,在室温进行固化。固化之后再用砂纸打磨,恢复原来的形状和粗糙度。

### 4.2 层板龟裂的维修

层板龟裂是指在层板表面产生的细小裂纹,维修的办法一般是涂胶维修。飞机不同部位的最大损伤范围也各不相同,例如在机身上,可以采用涂胶修理的最大龟裂尺寸为直径 $50.8\text{mm}$ 。涂胶之前,先将需要修理的表面用砂纸打毛,清理干净。将表面预热,涂上EA956A/B。然后装上加热毯和真空袋,使维修部位在 $82.3\sim 93.3\text{C}$ 固化1h。注意在固化的时候,要用比修理面积大1.25倍的退火

铜片作为散热盘。固化以后恢复表面原状。

### 4.3 表面开胶

表面开胶是指表面的纤维和铺层松动、断裂或磨损。维修的办法是在开胶的纤维和铺层处涂胶。允许最大开胶范围取决于飞机上不同的部位。修理表面开胶时,先将开胶处轻轻揭开,将接触面用砂纸轻轻打磨并清理干净。将修理部位预热后用注射器注入EA956A/B胶,将铺层恢复原状,装上加热毯和真空袋进行固化。有时还需要用重物将修理表面压实,固化之后再在表面涂上EA956A/B胶在室温固化,最后打磨恢复原始状态。树脂的注入过程比较困难,因为树脂不易通过很细的针头,也不易均匀分布,有时在修理之后通过无损探伤检查时,仍有开胶情况存在。

### 4.4 边缘局部开胶

边缘开胶的修理办法与表面开胶的修理办法基本相同,只是固化时需要夹紧,固化时不用加热毯和真空袋,而在室温下固化5天。固化之后将修理部位用PR1755边条进行密封,PR1755边条在室温下固化4h即可。“鹞”I飞机的尾翼就是采用这种方法修理的。

### 4.5 边缘大面积开胶

边缘大面积开胶时需要将开胶的铺层进行更换。“鹞”I飞机的第一隔框开胶时需要按《结构修理手册》进行维修。前机身的复合材料铺层在机身与头锥的接合处突然终止,铺层的端面暴露在气流中,产生边缘大面积开胶。“鹞”I飞机在服役过程中该处经常出现开胶。这种损伤的修理过程包括去除开胶的部位,采用“湿法铺设”技术进行修理。首先去掉上表面的紧固螺栓,再去除开胶的铺层,去除的长度为铺层厚度的30倍,将螺栓孔用EA934N/A胶填充,贴上分离膜,装上加热毯和真空袋,在 $80\text{C}$ 固化1h。冷却以后,先将维修处打磨,再用三氯乙烷清洗,然后利用W133织物、MY750树脂和HY951硬化剂进行湿法铺设。装上加热毯和真空袋,在 $60\text{C}$

固化 3h, 固化之后再重新钻孔。注意在钻孔或切割的时候要在下面垫上垫板, 以防复合材料撕裂或开胶。最后装上紧固件并恢复表面状态。为了防止这种情况修理后再次发生或在其它地方发生, 在蒙皮边缘进行 45° 倒角, 并增加一圈密封胶带。

#### 4.6 内部开胶

内部开胶是指整体结构内部铺层的开胶, 这种损伤用肉眼无法发现, 只能通过无损探伤来检测, 或是引起整体油箱的漏油从而引起人们的注意。有一次, 翼下挂架武器投放装置上的一个气压作动筒从挂架上弹出, 击伤了机翼下表面, 机翼表面有轻微的损伤, 且损伤处有漏油现象出现。经过无损探伤发现, 损伤表面下有大约 6cm×3cm 的开胶范围, 但油箱内部没有更进一步的损伤。油箱内的纤维松动有时会引起严重的后果, 破碎的纤维会与燃油一起沿着输油管运动, 引起油滤堵塞。在《结构维修手册》中没有提供这种损伤的维修方式, 因此需要向设计方提供详细的损伤情况以获得维修指导。

对内部开胶进行维修时, 需要将机翼卸下, 放净所有的燃油。虽然油箱上部有检测孔, 但是通过检测孔无法检测整个油箱, 仍有一些部位无法检测到, 因此可以在机翼上表面钻出直径为 25.4mm 的检测孔。设计方制定的维修办法是在开胶部位及其周围钻孔, 用螺栓将开胶部位的铺层拧紧, 然后在油箱内部用 EA956A/B 树脂和 PRC 进行密封。最后将机翼上表面的检测孔用油密的膨胀螺栓密封。

#### 4.7 BMI 开胶的修理

“鹞” I 飞机右侧襟翼下表面的复合材料蒙皮特别容易产生边缘开胶, 这主要是由襟翼的使用环境引起的。“鹞” I 飞机右侧襟翼不仅受到高温尾气的侵蚀, 而且它正好位于一个滑油排放口的下游, 高温高速的油雾很容易引起襟翼表面开胶。这种损伤的维修办法是, 沿着现有的紧固螺栓, 在损伤部位用螺栓再固定一块钛质补丁。这样不但可以将开

胶部位拉紧, 还可以增加一层隔热材料。

#### 4.8 螺栓+金属补丁修理办法

可以采用《结构修理手册》中的螺栓+金属补丁修理办法的损伤取决于损伤的部位。例如, 在前机身, 如果没有设计方的指导, 使用方维修的最大的损伤范围是直径 101.6mm。将受损部分挖掉, 用砂纸轻轻打磨, 然后清理干净。根据损伤的大小和形状制作钛质补丁。紧固螺栓的间距为 4 倍的螺栓直径, 边距为 3 倍的螺栓直径, 补丁下需要使用密封材料。“鹞” I 飞机机翼的雷击损伤就是采用这种办法修理的。

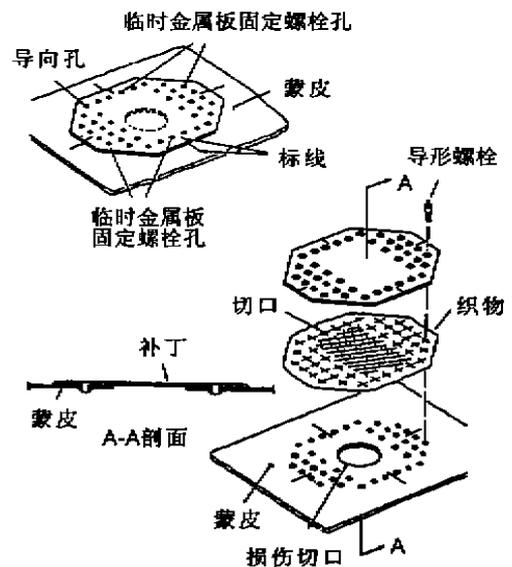


图 1 螺栓+金属补丁修理——选自“鹞” I 飞机结构修理手册

#### 4.9 胶接+钛质补丁

可以采用胶接钛质补丁维修的损伤条件与上述采用螺栓+金属补丁修理的损伤条件基本相同, 维修过程也基本相同。先将损伤部分去掉, 再将周围的蒙皮打磨清理干净, 打磨范围距孔边的最小距离为 50.8mm。用真空泵将残留物清除, 再用干爽的布将表面擦拭干净, 在空穴内放置一块浸透 EA956A/B 树脂的玻璃纤维织物以形成填充物的阻挡层。另外使用一块衬板和特弗隆分离膜帮助形成

准确的内部形状。填充物是用剪碎的玻璃纤维织物与 EA956A/B 混合而成,形成腻子状填充在空穴中,排除其中的气泡,用一块型板使填充材料形成光滑的表面形状。在室温下固化 2h,修剪露出的玻璃纤维,打磨表面,并清理干净。在待维修表面和钛质补丁上涂上 EA9321A/B 胶,垫上一层无纺尼龙布,紧密切合并压实。然后依次放上特弗隆分离膜、铜质散热盘、加热毯和真空袋,在 82.3~93.3℃ 固化 1h。在修理部分冷却以后,拆掉所有设备。如果需要,可以将补丁的边缘用 PR1755 胶进行密封。机翼后缘的损伤可以采用相似的维修办法。图 2 为胶接补丁的示意图。

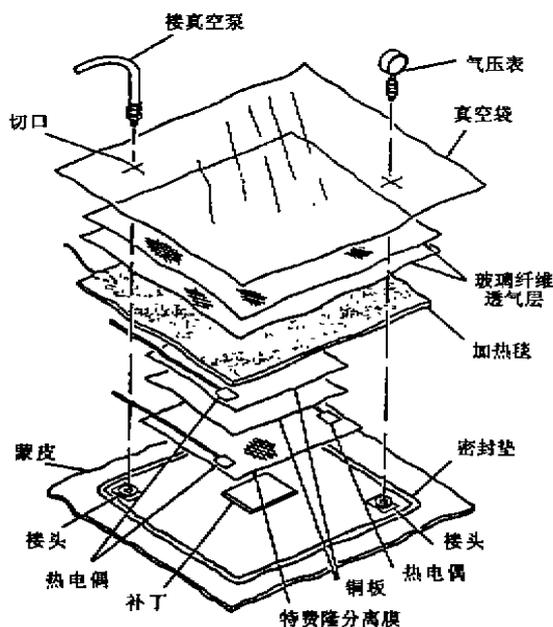


图 2 胶接补丁示意图——选自“鹞”I 飞机结构修理手册

#### 4.10 湿法铺设补丁

采用湿法铺设补丁技术维修的损伤同样取决于损伤的位置。例如,对于机身,最大的损伤为直径 101.6mm。湿法铺设补丁既可用于外表面,又可用于内表面。与胶接钛质补丁的过程一样,先将损伤部位取出并清理干净,形成玻璃纤维阻挡层。将足够的织物用 EA956A/B 胶浸湿,排除其中的气泡。在修理

部位涂上 EA956A/B 胶,铺上一层尼龙织物,然后按顺序和方向铺上碳纤维织物。再铺上特弗隆分离膜和玻璃纤维透气膜,每 4 层碳纤维织物需要使用 1 层透气膜。在透气膜上连接热电偶,距离补丁边缘要求大约为 25.4mm。依次装上散热盘、加热毯和真空袋,在 82.3~93.3℃ 固化 1h。这种维修办法也可用于机头罩和前机身侧壁板。如果损伤涉及加强肋条,也可以采用这种办法进行修理,只是需要在肋条断裂处增加填充块,并且补丁在长度方向上要超出损伤区域 25.4mm,如图 3 所示。

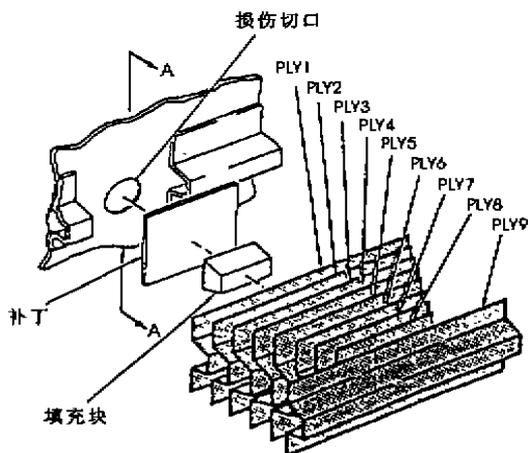


图 3 桁条的修理——选自“鹞”I 飞机结构修理手册

#### 4.11 非结构性堵塞

如果去除损伤的范围不超过 25.4mm,就可以直接用材料将出现的空洞进行填充,形成非结构性堵塞。常用的有 4 种材料:尼龙、油密膨胀材料、特弗隆和金属钛。所有堵塞材料均采用 PR1755 胶进行连接。

#### 4.12 钛质补丁埋头连接

对飞机的维修要考虑对气动性能的影响,特别是对前机身的维修,在某些部位,为了保持气动外形的光滑,只能采用埋头方式进行连接。例如,对于前机身,当损伤范围直径小于 101.6mm 时,可以按照《结构维修手册》中的方案进行修理。先将损伤部位去除,用真空泵清理,并用三氯乙烷清洗干净。按照

维修部位的尺寸和形状制作镶板和垫板。应注意,螺栓的间距应为其直径的4倍,边距应为其直径的3倍。将镶板和尺寸较小的垫板铆接在一起,固定在维修处的内侧,在上面钻定位孔和螺栓孔。将垫板去掉,换上尺寸较大的垫板后重复钻孔过程,然后用转速达2000r/min的硬质合金钻头在外蒙皮上铰孔,注意在钻头接触蒙皮前必须是旋转的,以防止材料撕裂。完成钻孔后,将材料碎屑清理干净。在两块垫板和尼龙织物上涂上PR1750密封材料。用一根临时螺栓将小的垫板装在内侧,再用一根临时螺栓将大的垫板装在内侧,然后将两块垫板用螺栓上紧。最后将螺栓孔用填充材料密封,在室温下固化2h,固化之后,经打磨恢复蒙皮外形。

#### 4.13 螺栓错位

“鹞”I飞机的许多蒙皮壁板在提供时已经提前钻好了螺栓孔,有时蒙皮上的孔会与飞机结构上的孔出现错位。曾经有过机翼前缘上蒙皮的孔出现错位。由英国国防部与英国航宇公司出资,在英国航宇军用机分部进行了一项被称为“缺陷、损伤及修理”的项目。研究表明,对于垂直于载荷线的错位孔,用EA934N/A材料填充、固化后,重新钻孔与铰孔,可以保证结果在室温潮湿和高温潮湿的环境下仍然具有良好的静强度和疲劳性能。但是,对于平行于载荷线的错位孔,采用这种办法修理后,受力时会产生严重的变形,特别是在高温潮湿的环境下。当填充材料中纤维的添加量大约为5%时,也会出现比较严重的变形。由于机翼前缘蒙皮上的孔必定平行于载荷方向,设计方对上述维修方案进行了修改,增加了钛质衬套以提高维修部位抵抗变形的能力。

## 5 战伤维修

### 5.1 飞机战伤维修的历史

在战时激烈紧张的对抗环境中,要求对飞机进行快速的维修。早期的飞机结构简单,

战时维修与平时维修区别不大,一般是用完好的备件替代受损的部件,即使到了第二次世界大战期间,这种直接替换的维修办法依然使用。直到1973年的Yom Kippur战争,充分显示了飞机战时快速维修技术的重要性,如果以色列没有采用快速维修技术,在开战10天以后,以色列的作战飞机将剩下不到10%,然而,由于以色列采用了飞机快速维修技术,在战争结束时,以色列的作战飞机数量仍然保持在60%。以后的马岛冲突、海湾战争都进一步证明了飞机战时快速维修技术的重要性。

### 5.2 飞机战伤维修原则

目前,英国皇家空军飞机战伤维修的主要目标有两个:第一目标是恢复飞机的作战能力,包括恢复飞机的最大设计强度;第二目标是在有限的时间内进行尽可能好的维修,满足下一次作战任务的需求。

### 5.3 战伤评估

海湾战争的经验充分证明,飞机战伤维修的主要方面在于飞机的战伤评估。错误的战伤评估可能导致资源的浪费、任务的中断以及飞机的损失。当一架飞机带伤而归,飞行员简单的情况汇报可以说明飞机目前所具有的作战能力,然后评估人员要确定损伤的范围以及在系统功能不全的情况下飞机是否能够继续有效地发挥武器系统的作用。评估人员必须熟悉飞机的结构和系统,并对《飞机战伤维修手册》有全面的了解。

### 5.4 无损探伤

目前,英国皇家空军在进行飞机战伤评估时并没有采用无损探伤。但是,复合材料的损伤特点和所考虑的维修办法,促使对无损探伤的应用有所考虑。

### 5.5 战伤维修

为了实现战伤维修的两个目标,飞机的结构维修必须包括下列要求:

- a. 恢复承力构件
- b. 恢复气动外形
- c. 恢复抵抗恶劣气象条件的能力

在战争期间,结构专家不能仅仅依靠设计方提供的信息,还必须具有足够的设计工具,能够对作战损伤进行独立的维修。《飞机战伤维修手册》可以给他提供简单的维修指导。评估人员必须遵照《飞机战伤维修手册》的建议和指导,以便对战伤做出恰当的评估。另外,由于战争对抗的激烈性,飞机战伤维修的设备和工具受到一定的限制,维修人员要求能够利用最基本的工具完成对飞机结构的维修。

## 6 飞机复合材料的战伤维修

### 6.1 目前的维修能力

虽然英国皇家空军对复合材料结构的维修有所准备,但是可以使用的技术和材料也是有限的。复合材料结构损伤的快速维修技术与金属结构维修所采用的技术基本相同。

### 6.2 用金属补丁维修复合材料损伤

用金属补丁维修复合材料损伤有许多优点:技术人员习惯于使用金属材料;不需要另外的特殊设备;维修时间短。但同时也存在缺点:与复合材料相比较重;如果表面形状复杂不易成型。未来的飞机,如 EF2000,将对结构维修提出更大的挑战。EF2000 飞机的蒙皮有 70% 之多均为复合材料,结构受力更大,使用金属补丁恢复结构的静强度已经不再现实。

### 6.3 复合材料维修

下一代作战飞机的复合材料损伤需要用复合材料进行维修,各国都在对复合材料结构损伤的维修方法进行研究。复合材料-复合材料维修包括几种办法:湿法铺设补丁、胶接预固化补丁、机械连接预固化补丁以及斜角嵌接维修等。在战争环境下对飞机的作战损伤一般采用补丁维修的办法,而对于受力大、尺寸大的复合材料构件,为了保证载荷的有效传递,基本采用斜角嵌接补丁进行维修。斜角的大小建议为 20:1,厚度较大的构件可以将斜角减小到 10:1。如果结构的厚度更大,10:1 的角度已经无法实现,就只能采用

机械连接的办法。

### 6.4 CFC 维修材料

《飞机战伤维修手册》中规定的维修复合材料一般为半固化材料或湿法铺设补丁。半固化材料由单向或编织的碳纤维织物与半固化的树脂组成。湿法铺设补丁为干爽的碳纤维织物。在维修过程中浸渍树脂进行铺设,两种材料各有优劣。半固化补丁的机械性能较好,因为树脂的含量是提前定好的,但是,它的主要缺点是存放时间有限,在室温条件下只能存放 2~3 周,这就使得在战争条件下使用传统的半固化材料存在困难。而湿法铺设补丁所用的两种树脂是分开存放的,在混合之前可以在室温下存放 2 年,因此,湿法铺设补丁在战时比较适用。另外,湿法铺设更适用于半径较小的曲面,因为半固化材料较硬,不易成型。但是,湿法铺设补丁的性能取决于维修人员的技术水平,并且其强度和刚度低于半固化材料。为了满足飞机维修后的性能,湿法铺设补丁必须做得更厚。

### 6.5 维修部位的固化

和平时期的固化方法有两种:采用加热垫和真空袋,温度和真空度由热粘接控制器控制;或使用蒸压釜,它可以控制压力和温度。和平时期的有些办法可以直接用于战时维修,加热垫和真空袋以及便携式的热粘接控制器是一种合适的选择。美国也研究了几种复合材料维修系统,其中一种称为“真空-模型维修系统”(VMRS)。该系统使用了一种可重复使用的模型,以及综合加热装置或可拆卸的加热炉。有的热塑维修材料可以在室温条件下存放 1 年多,所以综合适用 VMRS 系统和热塑复合材料,在复合材料结构的维修方面具有极大的潜力。另外一种选择是使用蒸压釜,但是蒸压釜尺寸较大,在战时使用具有一定局限性。在过去,从来没有考虑过便携式蒸压釜的使用,主要是由于经济方面的原因。由于对飞机复合材料结构的维修要求日益提高,使用蒸压釜已经成为了基本的要求。尽管使用蒸压釜可以使维修部位的机械

性能得到很大的改善,但依然存在一些问题。如果蒸压釜的尺寸只能容纳飞机的维修部件,就需要制造一些特殊的模型,这可以使用塑料或陶瓷复合材料进行快速成型来实现。但是,在战时维修时,时间是至关重要的。模型的固化需要时间,从其它飞机上取模也需要时间,而且会对其他飞机的作战产生影响。另外,制作模型所需的材料也会造成运输和储存上的负担,当然还有洁净的维修环境、凉爽的储存条件和对维修人员的培训等方面的要求。由上述情况可见,使用蒸压釜在战时存在许多问题。尽管如此,如果维修时间不是很迫切时,它仍不失为一种较好的维修固化方法,而且,有时为了达到要求的维修效果,只能选择这种固化办法。还有一种折衷的办法是采用半固化的蒙皮补丁,人们曾经对1mm厚的准各向同性叠层蒙皮补丁进行过研究,这种方法的优点是,叠层在蒸压釜中进行预固化,具有较高的性能,存放时间也比较长,且不需要冷藏。由于其厚度只有1mm,具有足够的柔性,便于适应各种外形。其缺点是仍然需要压力设备,也不能用于外形曲率半径太小的地方。在固化过程中,这种维修材料不能自己保持外形,如果用于维修机翼下表面,在固化过程中还需要进行支撑。这对于战时维修也是一个不利的因素。

#### 6.6 机械连接 CFC

复合材料连接也可以采用机械连接的办法。它的优点是不需要对维修表面进行特殊的准备,但是,与胶接维修相比,它的传力是不均匀的,需要进行仔细的设计,以防由于应力集中在螺栓孔处过早出现破坏。胶接,特别是胶接的嵌入式补丁,能够很好地传递载荷,但是在维修时需要与维修表面进行仔细地准备,清除待维修表面的油污。用于连接复合材料补丁与复合材料结构的螺栓和连接金属补丁与复合材料结构的螺栓都是特殊形式的,螺栓头与螺母都比较大。

#### 6.7 固化温度

军用飞机的复合材料结构都是利用蒸压

釜在175℃、5~6个大气压下成型的。这种工艺过程,配合其它的设计参数,使得结构在高温、潮湿环境中具有足够的性能。理想的情况是对维修结构也进行相似的固化过程,但是在作战环境中,对飞机的维修要在现场进行,175℃的固化温度是不可行的,这样高的温度会影响结构的密封、母体的材料性能以及结构中的导线。人们对几种较低的固化温度进行了分析研究,认为对于预固化材料维修后的固化温度应在100~120℃,湿法铺设材料的固化温度应在100℃以下。英国皇家空军希望设计一种工作温度在100~120℃的固化系统,可以用于现役和下一代作战飞机复合材料结构的维修。

#### 6.8 无损探伤

根据复合材料结构的破损特性以及目前所考虑的维修办法,无损探伤应该是损伤评估与维修检测的主要手段。无损探伤技术可以用来确定复合材料结构的损伤范围,评估维修部位的质量和疏松度,但目前尚无法检测结构的胶接强度。存在的问题是平常使用的无损探伤设备能否用于战时。目前,《飞机战伤维修手册》中使用的检测方法是“敲击检测法”,这种检测方法只能确定大面积的开胶部位。另外,战时使用的无损探伤设备必须坚固耐用,适合于非专业人员操作。

## 7 未来发展

### 7.1 战伤维修评估

对于军用飞机,《飞机战伤维修手册》是飞机随机出版物的组成部分。英国国防部的原则是,这些手册必须与皇家空军将来的“后勤保障信息技术系统”相一致。评估和维修信息仍然按照区域划分进行编排,将包含损伤形式、维修办法和使用限制等详细信息。在IT技术方面的投资将极大地改善飞机战伤维修的评估过程和维修过程。目前可以应用的有一套综合视听系统,它由一台重量不足3lb的便携式计算机、独立的语音识别器和单

目式头盔显示器组成。在工作人员评估损伤的过程中,它可以将《飞机战伤维修手册》中的有关信息显示在工作人员的眼前。这些信息也可以传输到一台中央控制设备,对工作人员提出建议并协调各种要求。

### 7.2 智能结构

目前先进材料发展的一个主要方面是智能材料,它有可能在下一代飞机上得到应用。这些结构内部带有传感器,可以监控材料的状态,因此可以及时发现飞机的损伤,并对飞机结构的完整性做出快速的评估。同时,关于飞机继续作战的能力对飞行员提出建议,并对飞机的操纵系统进行自动化的重组,减小飞机的空速和机动加速度。这些系统可以大大减少飞机在地面进行损伤评估的时间,使得战伤维修过程更加高效。

## 8 复合材料的加工

在对飞机复合材料结构进行修理的过程中,经常需要对复合材料进行钻孔、打磨或机械加工。必须考虑纤维废料对工作人员的健康和安全的影响以及对飞机维修表面的影响。废料要用真空泵进行吸除,工作人员也要穿专用的防护服。如果飞机的受损部件无法从飞机上取下,在维修过程中主要对周围的部分进行严格的保护,以免受到不利的影

## 9 “鹞” I 飞机维修技术在 EF2000 飞机上的应用

“鹞” I 飞机维修技术的最基本的要求是必须满足简陋的外场条件的需要。即使在平时,对于各种形式的损伤也大量采用机械连接的金属补丁,在飞机的结构设计中也考虑了这种要求。这样做虽然有利于飞机的维修性,但必然带来重量方面的损失,在下一代作战飞机(如 EF2000)的设计中已经抛弃了这种做法。已经进行的一些方案验证项目为制定飞机的《结构维修手册》和《设计方指导维修方案》确定了基本的基础。复合材料胶接维

修技术已经获得了用户和设计方的广泛认同,如果要在 EF2000 飞机上采用复合材料胶接技术,就需要将目前经过验证的一些技术用于实际。军方后勤保障机构必须做出决定,支持这种维修方法,明确确定复合材料的胶接维修优于机械连接维修。设计方也应该承认,复合材料的维修设计与飞机的制造设计有所不同,维修专家的经验不应局限在特定的飞机型号上,而应该加以推广利用。所有这些都是保证“鹞” I 飞机的维修经验在 EF2000 飞机上成功应用的有效途径。

## 10 结论

英国皇家空军对“鹞” I 飞机的维修经验表明了军用飞机复合材料结构维修的可行性和安全性。在利用螺栓连接补丁和胶接连接补丁对表面损伤、边缘开胶、内部开胶等不同形式的维修方面取得了大量的经验。但是在“鹞” I 飞机上主要应用的还是螺栓连接的钛质补丁,对于胶接连接的补丁还需要进行进一步的开发,以便在 EF2000 飞机上加以应用。另外,设计方也应该综合各种型号飞机复合材料结构的维修经验,以便推广利用。

对现代和未来作战飞机进行成功的战伤维修,关键是快速准确的战伤评估和简单有效的维修技术。随着飞机结构复杂程度的不断提高,维修人员需要从设计方获得详细的评估和维修信息,这些信息必须考虑恶劣的维修环境和设备工具方面的局限。英国皇家空军已经对采用金属材料进行维修的方法进行了试验和测试,目前已有的复合材料维修方法在战场环境中应用时还有一定的局限性,改进的复合材料结构的维修办法正在进一步开发中。对无损探伤在损伤评估和维修检测方面的应用也正在进行研究,以满足对复合材料的维修要求。将来,智能材料和信息技术的应用将会对飞机战伤评估和维修产生巨大的积极影响。