

飞机复合材料水平尾翼 装配技术

Assembly Technology for Horizontal Composites Stabilizer of Aircraft

北京航空制造工程研究所 刘华东 应斌 张志强



刘华东

研究员, 现任北京航空制造工程研究所 105 室主任。主持参与多项国家重点型号关键项目和课题, 并多次获奖。

当今国际飞机制造业水平迅猛发展, 材料、加工、装配等各个环节都不断有新的先进技术产生和投入实际应用。其中, 复合材料技术在飞机结构和装配中的应用越来越广泛, 地位也越来越重要。我国某型飞机采用复合材料水平尾翼, 是该飞机改进型结构的最大更改项目。该复合材料平尾项目是复合材料制造技术和

当今国际飞机制造业水平迅猛发展, 材料、加工、装配等各个环节都不断有新的先进技术产生和投入实际应用。其中, 复合材料技术在飞机结构和装配中的应用越来越广泛, 地位也越来越重要。

机械连接技术、装配技术、检测技术等综合性系统应用, 并建立起从技术开发到产品生产、售后服务较为完整的产业链, 对推动复合材料在国内航空制造业的应用有重要意义。

复合材料飞机装配技术的难点

采用复材的飞机装配技术与金属飞机装配相比, 具有以下的特点:

(1) 复合材料飞机零件在非贴模面由于固化过程树脂流动的不均匀性和模具的非约束性, 使得零件厚度、平面度、角度等难以控制。

(2) 复合材料耐冲击性、耐压性较差, 层间抗剥离性差, 而且由于应力装配易造成损伤, 因此不允许应力装配, 不允许锉修和校形。

(3) 复材零组件几何尺寸波动较大, 结构间易产生干涉, 给装配定

位带来很大困难。

(4) 复合材料属脆性材料, 硬度较高, 制孔时易造成孔壁的损伤和钻头出口处复材劈裂。特别是复合材料与金属材料构成的复合夹层制孔时, 极易造成金属屑对复合材料孔壁的损伤。

(5) 复合材料耐冲击性较差, 易造成结构件分层, 因此一般不提倡采用铆接。

(6) 复合材料结构是多向铺叠的, 塑性差, 延伸率仅为 1% ~ 3%, 抗层间剪切能力差, 抗冲击能力低, 因此其紧固件只能采用小过盈量 (1% ~ 2%) 安装, 且必须使用带衬套的特制紧固件。

(7) 复合材料探伤目前常用的手段是超声波 A 扫描和 C 扫描, 并且有一定的局限性。

(8) 复合材料飞机装配的容差

分配远比金属飞机的复杂得多。

综上所述,复合材料飞机的装配与金属飞机相比在容差分配、制孔技术、连接技术、工艺补偿技术和检测技术方面都有质的不同,是飞机前沿制造技术的集成应用。因而,复合材料飞机的装配难度远远大于金属飞机装配难度。

装配工艺方案的制定

1 复合材料水平尾翼的设计分析

以我国某型号飞机为例,其复合材料水平尾翼为全动式平尾(以下简称平尾),平尾通过一根机身上的大轴实现与机身的连接,平尾上的摇臂与机身操纵系统拉杆连接实现平尾的姿态控制。结构主要由主盒段、辅助盒段和后段组成,如图1所示。除后段为整体胶接结构外,其他复材结构件均为按金属平尾进行的等代设计构件。单件平尾零组件数量为61件,其中,复材件48件,材料主要为碳纤维/QY8911,约占平尾总重量的67%。由此可见,该平尾是真正意义上的复合材料平尾。

2 协调依据

设计发放的制造依据是:以二维图纸为主,局部理论外形为数模。

3 装配工装的选择

通过对平尾装配图纸分析,除后段为整体胶接结构、主盒段壁板为胶

接组合件外,平尾其他零件均为单个零件。综合考虑,平尾装配工装的选择原则是以型架装配为主,划线定位为辅。采用两台总装型架(左右件),完成平尾的总装;采用1台后段预装型架,完成胶接前的预装配;设置1台专用水平测量台(检验工装),保证平尾交付的水平姿态正确性。

4 装配方法的选择

复合材料梁、肋均采用阳模成型,肋的内形为制造基准,公差向理论外形方向积累。壁板蒙皮均以阴模成型,理论外形面为制造基准,公差由机翼理论外形向内形积累。这样,骨架公差积累的方向和壁板公差积累的方向产生了矛盾,需要工艺补偿,肋上的长桁缺口与壁板长桁间产生的偏移在装配配合时需工艺补偿。

而翼面类部件对理论外形的装配准确度要求是首要指标,因此考虑到肋零件上长桁缺口处为非检区,且肋缺口允许长桁有 $\pm 1\text{mm}$ 的偏移,有实现补偿的空间,因此采用以骨架为基准的装配原则。

5 修合与工艺补偿

对于辅助盒段蒙皮与配合面的修合,采用划线法进行。

修合:对于主盒段壁板蒙皮与轴承座的配合区,采用划线与样板结合法进行修合。对于其他部位,采用划线修合。

工艺补偿:对于主盒段壁板与三角区金属件刚性强的配合面产生的间隙,采用液体垫片进行补偿。其他部位采用固体垫片进行补偿。

6 制孔方法

制孔:对于纯复合材料夹层,采用高速钻制初孔,然后铰至终孔。对于复合材料与金属混合夹层,复材上的初孔高速钻出,钻至金属时改用低速钻孔,然后小切削量铰至终孔。

铤窝:对复合材料,采用限位器加专用铤钻进行铤窝。对金属材料,采用限位器加通用铤钻进行铤窝。

7 紧固件的安装

铆接:在铆接部位开敞的情况下,优先选用压铆;其次,采用正铆;再次,采用反铆。

螺栓:对于进口螺栓,采用专用工具进行安装;对于国产螺栓,先用普通扳手初步上紧,再用定力扳手上紧至规定力矩。

8 检测方法

孔的检测:孔径质量采用专用塞规进行检查,表面质量目视检查。铤窝质量采用专用窝量规进行检查。

抽钉抽铆铆接检测:抽铆前用专用钩形尺进行夹层厚度检查,以控制抽钉长度规格的选用。抽铆后,目视检查芯杆凸出量和锁圈缩紧情况。

另外,其他检测项目可采用专用量规及测量设备进行。如对缝与间隙用塞尺检测,理论外形采用专用检验卡板,探伤采用超声波扫描进行。

综上,整个平尾装配顺序如图2所示。

复材平尾装配的关键技术

1 容差分配技术

1.1 复合材料构件的容差控制

复合材料件制造公差的控制关键在于模具的控制。以梁肋零件为例,对于线性尺寸,设零件内腔理论宽度(长度)为 d ,零件厚度为 t ,金属热膨胀量为 e 。那么,芯模实际宽度(长度) D 为:



图1 某型机复材平尾结构组成

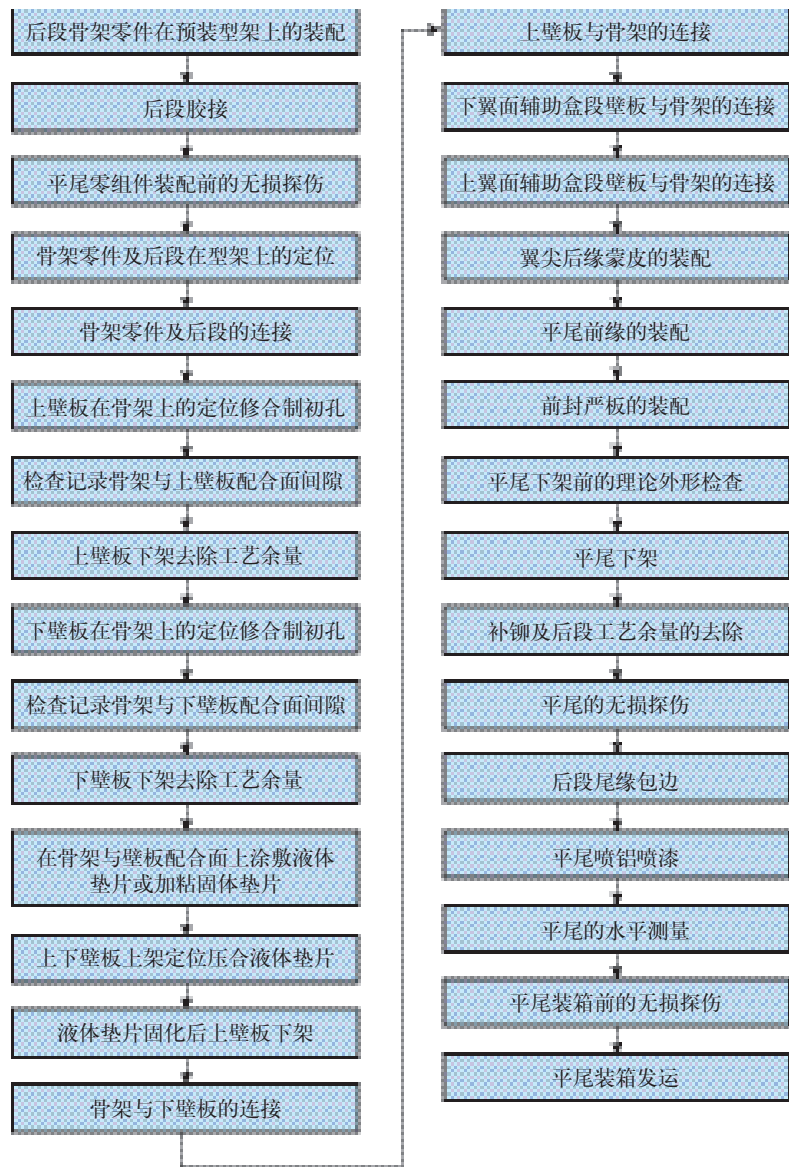


图2 飞机复材平尾装配顺序

$$D = d - e - 2 \times 5\%t$$

式中, d 已知, e 可以根据选用的金属材料通过公式算出, t 为图纸尺寸。

对于角度尺寸, 设模具角度理论值为 α , 复材件脱模后的回弹角为 β , 这样, 模具实际制造角度 Φ 为:

$$\Phi = \alpha - \beta$$

式中, β 是通过试验获得的经验值。

这样, 在复合材料构件制造过程中即可最大限度地消除几何尺寸的公差积累。

1.2 装配型架的容差分配

卡板内形按理论外形再去掉 1mm, 用同等厚度的橡胶粘贴补偿,

在平尾理论外形局部超差时, 可局部去掉橡胶层, 保证装配的顺利进行。另外, 橡胶层对复合材料构件的保护也起到重要作用。型架其他公差要求与金属飞机相同。

2 复合材料制孔技术

2.1 制孔方案的选择

为了确定平尾装配中复合材料的制孔工艺, 现进行 3 种材料刀具、不同夹层、不同转速的试验。分别为:

第一种: 采用高速钢麻花钻头, 低速手持风钻, 采用传统钻削金属的参数制孔;

第二种: 采用硬质合金钻头

HRC82 ~ 90, 高速手持风钻进行制孔;

第三种: 采用厚膜 CVD 金刚石钻头, 高速手持风钻进行制孔。

对以上 3 个试验的结果进行了分析, 得到如下结论: 选用高速风钻为主要工具, 整体式硬质合金麻花钻和自主研制的镀金刚砂铰钻为主要刀具, 高转速制孔为主要制孔方式的高速制孔方案。

2.2 高速制孔的机理

复合材料制孔分层、撕裂、劈裂等主要是由于钻削力过大而引起切削应力超过碳纤维复合材料本身材料强度极限造成的, 孔壁缺陷主要是由于钻头的切削刃锋利性差造成的。切削刃锋利性差在造成钻头切削性能下降的同时, 也会导致钻削力和 Z 向进给力的增大, 所以切削刃的锋利性差也是造成分层、撕裂、劈裂缺陷的主要原因之一。因此, 提高切削刃的锋利度耐久性就成为钻削高质量孔首先要解决的问题。

切削刃的锋利度耐久性对钻孔质量的影响是明显的。新刃磨好的 2 种材质钻头(高速钢和硬质合金)的钻孔数与钻孔质量关系随钻孔数的增加表现是一致的, 在初始钻削阶段加工的孔质量较好, 钻孔数达到一定数量后, 钻头切削刃的锋利性下降, 钻削力增大, 孔的质量变差。由于硬质合金比高速钢的硬度高, 硬质合金钻头切削刃的锋利性保持的时间较长, 所以硬质合金钻头钻出的优质孔的数量也多, 在钻头切削刃具有良好锋利性的前提下, 高的钻削速度是获得高质量孔的另一个关键。高速钻削具有以下几方面好处:

(1) 进给速度 ($v_f = n \cdot f$) 在保持生产效率不变的前提下, 钻头转速 n 越高, 进给量 f 就越小, 钻削力也就越低;

(2) 高的转速可使钻头在切削时保持小的切削量, 因此在钻削过程中任何残留纤维和树脂都能及时排

除,不致因其积屑过多而引起钻削力过大造成劈裂等缺陷;

(3) 高速钻削可以获得优质孔壁表面微观质量,在高转速下钻削出的孔,其孔壁表面各个部位均平整光滑。

综上,获得高质量孔的关键因素有两个:一个是保持钻头切削刃的锋利度;另一个是采用高的钻削速度。两者相互依存,前者是后者的前提,后者是获得高生产率和使前者充分发挥作用的保障。

3 紧固件安装技术

3.1 铆接方案的选择

复合材料结构一般不允许采用

铆接结构。而平尾研制初期,受等设计理念的影响,设计在主盒段连接区大量采用了铆接结构。值得指出的是,这些铆接结构没有在镦头成型区加垫圈对复合材料进行防护,在铆接过程中经常发生镦头不易成形,复合材料孔口大量被挤伤的现象。因此,针对不同铆接件分别进行了大量试验,试验件的连接形式选取加垫与不加垫的普通铆接、高锁螺栓连接以及抽钉连接的方法。加载方式采用静力试验机进行拉脱力试验。

并且,根据静力件、品质件、某型号 001 架机 5 个平尾的装配及上述试验结果的对比分析,向设计者提

出如下建议:

(1) 主盒段区前后腹板、肋与主盒段壁板连接的铆钉应改为高锁螺栓连接;

(2) 辅助盒段下壁板面如继续使用铆接装配,必须在镦头一侧加垫圈。垫圈尺寸如下:

垫圈内径 = $d + (0.1 \sim 0.2) \text{mm}$, 其中, d 为铆钉直径;

(3) 后腹板、8 肋与配重、隔板连接区由铆钉改为抽钉连接。

以上建议均被设计采纳。对于设计保留铆接的部位,通过试验确定了如下铆接方案:

(1) 由于钛铌铆钉的变形抗力是

表1 复材螺栓连接试验

方案	试验名称	内容步骤	试验结果
方案一	检验实际连接状态对分层的影响	轴承座模拟件所有螺栓拧紧,支臂模拟件均未上螺栓,短梁定位钉全松开 (1) 从轴承座方向向支臂方向依次拧紧螺母 (2) 从支臂方向向轴承座方向依次拧紧螺母	(1) 无损探伤结果见图 5 状态 (2) 结果与第一种方式无明显区别
方案二	试验拧紧力矩对分层的影响	(1) $\Phi 7$ 螺栓,第一次(从螺栓方向)拧紧力矩 $3.7 \text{N} \cdot \text{m}$; 再加至 $9 \text{N} \cdot \text{m}$; 1580 螺栓第一次按 $9 \text{N} \cdot \text{m}$ (2) 从螺栓方向均定力至 $14 \text{N} \cdot \text{m}$ (3) 从螺母方向均定力至 $16 \text{N} \cdot \text{m}$	(1) 螺栓松动,螺栓定力后仍可轻松拧动螺母,探伤无新缺陷发生 (2)、(3) 探伤无明显变化
方案三	检验倾斜孔、孔边不倒 R 角对标准件连接的影响	使用短梁切割下来的立边条在试验壁板上制孔连接,如图 6,均从螺母方向拧紧,第一次: $3.7 \text{N} \cdot \text{m}$; 第二次: $9 \text{N} \cdot \text{m}$; 从第三次开始,按 $2 \text{N} \cdot \text{m}$ 递增,分别为 $12 \text{N} \cdot \text{m}$ 、 $14 \text{N} \cdot \text{m}$ 、 $16 \text{N} \cdot \text{m}$ 、 $18 \text{N} \cdot \text{m}$	无损探伤均未发现新缺陷出现,原有缺陷未见明显变化
方案四	桥空	(1) 不同厚度桥空: 在壁板与金属件之间分别加不等厚度垫件,从螺母方向加到 $9 \text{N} \cdot \text{m}$,之后按 $12 \text{N} \cdot \text{m}$ 、 $16 \text{N} \cdot \text{m}$ 、 $18 \text{N} \cdot \text{m}$ 加力	3 个地方均发生不同程度的局部分层,分层变化如图 7
		(2) 根据第(1)种情况,改为垫另一组不同厚度的垫片。从螺母方向加力,大小分别为 $9 \text{N} \cdot \text{m}$ 、 $12 \text{N} \cdot \text{m}$ 、 $14 \text{N} \cdot \text{m}$ 、 $16 \text{N} \cdot \text{m}$ 、 $18 \text{N} \cdot \text{m}$	两组垫空的地方无损探伤未见明显改变;另一组垫空处有分层出现;当加力至 $18 \text{N} \cdot \text{m}$ 时缺陷未见发展
		(3) 根据前两种试验结果,取垫空某厚度值共 4 处试验;加力方案同第(2)种方式	在加力至 $18 \text{N} \cdot \text{m}$ 时有一处出现分层,大小 $10 \text{mm} \times 13 \text{mm}$
		(4) 根据前 3 种试验结果,取垫空某厚度值共 6 处试验;加力按第(2)种的方式	在 $9 \text{N} \cdot \text{m}$ 时有一处出现分层,大小 $15 \text{mm} \times 18 \text{mm}$, 12 、 14 、 $16 \text{N} \cdot \text{m}$ 时该分层无明显变化 在 $12 \text{N} \cdot \text{m}$ 时,出现一处新的分层,大小 $3 \text{mm} \times 10 \text{mm}$,该处在 $14 \text{N} \cdot \text{m}$ 时扩展为 $6 \text{mm} \times 10 \text{mm}$, $16 \text{N} \cdot \text{m}$ 时扩展为 $8 \text{mm} \times 11 \text{mm}$ 在 $14 \text{N} \cdot \text{m}$ 时出现第 3 处分层,大小为 $6 \text{mm} \times 7 \text{mm}$, $16 \text{N} \cdot \text{m}$ 时扩展为 $8 \text{mm} \times 9 \text{mm}$ 在 $16 \text{N} \cdot \text{m}$ 时出现第 4 处分层,大小为 $3 \text{mm} \times 6 \text{mm}$

铝铆钉的1.4倍,多次打击会产生冷作硬化,导致铆头难以成形或产生裂纹。因此,优先选用压铆,其次使用锤铆按“正铆法”进行铆接。“反铆法”在上述2种方法不可实施时最后选用。

(2) 在使用手持铆枪进行铆接时,尽可能一次打击完成铆接,避免反复打击对结构造成损伤,同时防止铆头成形过程中导致冷作硬化。

3.2 螺栓安装技术

一般飞机的重要受力部位主要采用螺栓连接,平尾主要受力部位位于主盒段的“三角区”,如图3所示。实际装配中,该部位的壁板螺栓连接区复合材料易发生分层现象,因此,针对该部位制定如表1中的多组试验方案,并进行大量模拟试验进行分析跟踪。图4是试验件的结构形



图3 平尾主盒段“三角区”

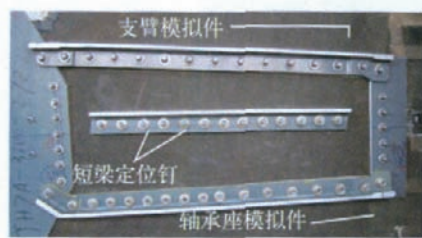


图4 全部标准件连接后的试验件结构形式

式。它的原始状态为:制孔前外观检查无明显的伤痕;制孔前无损检测,实验区域无超差缺陷,仅有个别直径 $\phi 3$ 大小的小缺陷,但不在连接点上;连接孔钻孔、铰孔后再进行无损检测。

综上所述所有试验结果进行分析,得到以下结论:

(1) 螺栓的拧紧顺序对分层无必

然影响。

(2) 螺栓的拧紧力矩大小对复合材料分层无必然影响。

(3) 螺栓孔的制孔垂直度,及是否倒R角对分层无必然影响。

(4) 根据部分分层出现的不确定性,可以判断,复合材料本身在制造过程中的自带内应力对标准件紧固后分层的出现有影响,当内应力与标准件紧固作用产生的应力叠加超过复合材料能够承受的临界点时会造成分层缺陷的出现。

(5) 装配间隙会造成装配后产生分层缺陷,但在间隙小于某值时,间隙可以凭借复合材料本身的变形来抵消而不容易产生分层;当间隙大于某值时,装配之后将产生局部分层现象,分层的范围大小基本与间隙的大小成正比,当分层到一定程度后,由于复合材料分层及变形抵消了间隙,缺陷趋于稳定,不再随拧紧力矩的加大而扩展。

由此可见,造成“三角区”螺栓部位复合材料分层的主要原因是壁板与金属骨架配合面局部间隙。形成这一间隙的主要原因是:金属骨架的配合面为机械加工面,外形较为准确。而与之配合的复材壁板内形面在壁板成型过程中是非贴模面,热成型过程中由于树脂流动的不均匀



图5 复材螺栓连接试验一无损探伤结果



1、4、7、10、13号孔为正常孔,2、5、8、11为有意制成的斜孔,并倒R角,3、6、9、12号孔为正常孔未倒R角。

图6 复材螺栓连接试验三试验件

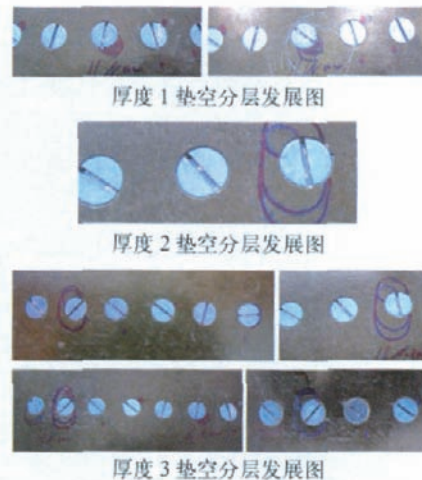


图7 复材螺栓连接试验四试验结果分层变化图

和模具难以对壁板内形面进行约束,导致壁板的内形面与金属骨架配合区的平面度难以保证而产生局部间隙。当间隙值大于某值时,强迫螺栓后,由于配合部位零件的刚性很强,大规格的螺栓拉紧力很大,使得有间隙的部位拉应力超过了复合材料层间结合力,从而导致分层。

解决办法:由于配合部位产生的是局部间隙,间隙值大小和分布随机性较强,无法采用等厚度的固体垫片加以排除,必须采用液体垫片加以消除。由于当时国内尚无液体垫片的标准和供应商,项目组利用所内复合材料制造的雄厚实力,自主开发了一种液体垫片用于平尾的装配。经试验合格后报设计发文批准装机,圆满解决了分层问题。随后,又将这一解决方案固化到平尾装配的工艺流程中,从此该部位再没有出现严重分层现象。

结束语

本文针对的某型飞机的水平尾翼是国内完整装配的第一架复合材料制成的水平尾翼。通过上述装配方案的制定和关键技术的解决,形成了较为完整的装配技术体系,为平尾的研制成功和批生产奠定了良好的基础。

(责编 金卯)