

谈飞机结构装配工艺中几个细节问题的完善

Perfection of Aircraft Structure Assembly Process

海军驻沈阳地区航空军事代表室 王伟 张引强

中国人民解放军驻沈飞公司军事代表室 刘道庆

[摘要] 基于飞机生产过程中长期固存的问题进行要点采摘,对于操作者在生产过程中的认识误区、原因分析做出比较详尽的叙述,对于完善设计和改良产品质量能够提供一定的帮助。

关键词: 张力场 波纹角 次级弯曲拉应力

[ABSTRACT] The long-term issues during aircraft production are picked out. The general error awareness of operator during production and reason analysis are put forward in detail, which could improve the design and product quality.

Keywords: Tension field Corrugation angle Secondary bending tensile stress

飞机结构由于其缓慢失效模式的隐蔽性而容易产生细节性的工艺失误,这些失误可能来源于对飞机结构认识上的缺失或仿制型号原型机的状态,下面就这些问题列举几种供大家参考。

1 托板螺母的使用

1.1 托板螺母的结构形式及用途

托板螺母结构如图 1 所示。

托板螺母是我国引进苏-27 飞机后在机上大量采用的标准件,该标准件可以用于飞机结构小型开口、中型开口的周缘加强,改变了旧型号上单纯的型材加强方

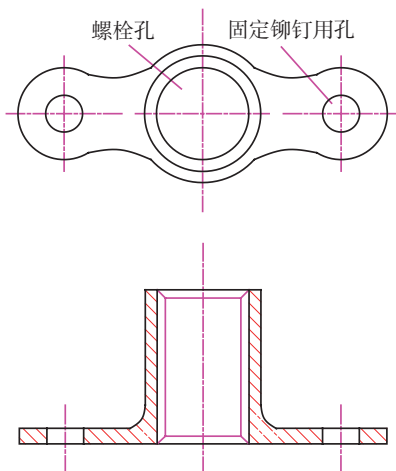


图1 托板螺母结构图

Fig.1 Structure of pallet nut

式。该方式的优点是使零件机加工序简单化、装配易操作。

1.2 易产生的误区

实际应用中,很多时候会把托板螺母安装成如图 2 所示的形式,而该形式虽然能够对开口起到加强作用,但是效果不会很理想,而从等强度角度设计的观点来说也是不合适的。

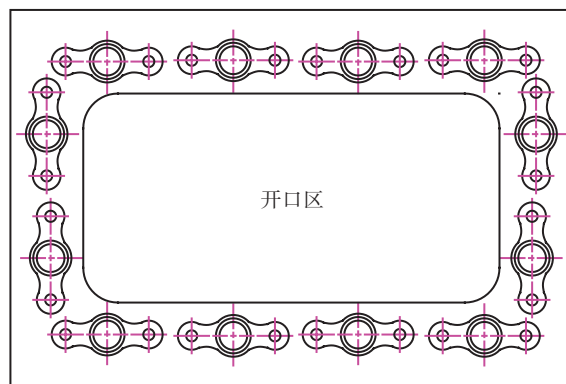


图2 存在缺点的安装方式

Fig.2 Defective installation method

1.3 误区分析

理解该问题的关键在于,必须清楚小开口与中型开口的受力形式与传力机理,如图 3 所示,该图为承受拉伸正应力板件典型受力形式,从图中可以看出,拉应力 σ 和剪应力 τ 都是沿开口周缘传递。而图 2 所示的托板螺母安装方式中,螺栓孔与固定铆钉用孔都处于同开口

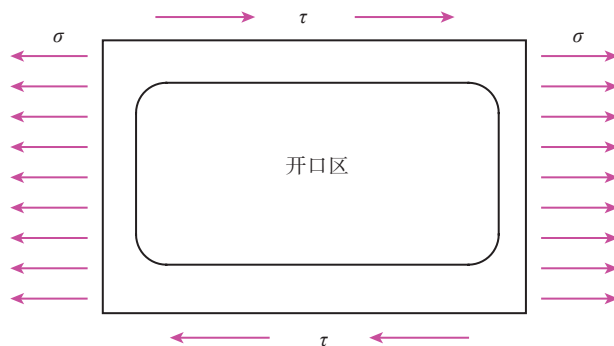


图3 结构开口区典型受力形式^[1]

Fig.3 Typical force bearing form at open zone of structure

边缘平行的一条轴线上,对于结构件强度的削弱比较严重,因此是不理想的。托板螺母的正确安装方式应该如图4所示,该方式可以使安装铆钉和螺栓不处于同一受力轴线上,结构件剩余强度较高,托板螺母偏转角度可以考虑从板件处于张力场环境下的波纹角来选取,常用角度大致处于 $15^{\circ} \sim 45^{\circ}$ 之间。

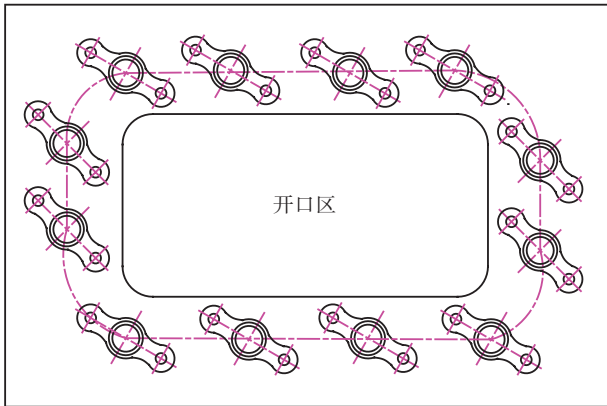


图4 托板螺母理想的安装方式
Fig.4 Ideal installation of pallet nut

2 纯剪切螺栓是否存在

2.1 普遍认识

螺栓的应用在全机各个部位都存在,尤其在重要的承力部位(包括大梁、厚壁板、框等),螺栓都发挥着重要的作用。由于存在外表面的空气吸力,处于飞机外表面的螺栓会承受由外蒙皮传来的拉应力;飞机各个部分结构对于弯、剪、扭的传递都可以转化为对结构件本身形成的封闭剪流,此时螺栓又在承受剪应力,而且该应力一般表现为主应力。

2.2 误区分析

上述理论在通常情况下是正确的,但是没有考虑到飞机的用途,具体说,就是只进行地面试验的飞机是不接触相对气流的,也就不存在表面吸力引起的螺栓拉应力,纯剪切螺栓也顺理成章地出现了。

如果假设结构件厚度为0,这时剪切应力也只剩下理论厚度为0的作用面,此时螺栓为纯剪螺栓。然而现实当中情况并非如此,与螺栓杆接触的孔壁在螺栓受剪时会为其提供一对方向相反、作用点不重合的分布力(并非均布力),所以螺栓杆必将承受一定的弯矩,螺栓杆会产生相应的弯曲的趋势,在螺栓杆轴线方向长度会有减小的趋势(此处理解“趋势”的物理意义是非常重要的),那么螺栓杆轴线方向的支反力很明显是由螺栓头和紧固螺母的端面对结构件的压紧力来提供的,反映在螺栓杆上则会表现为拉应力,科学上称为次级弯曲拉

应力^[2]。

基于上述原因,纯剪切螺栓事实上并不存在。

3 螺母垫圈的关键作用

3.1 垫圈作用的普遍认识

垫圈是安装于结构件与螺母之间的具有一定厚度的圆形或其他形状的标准件,飞机上的垫圈由于其体积小、数量多、价格低,而不会引起操作者足够的重视,甚至会被认为可有可无。因此就目前军机生产线上的工作者而言,还需要提高对垫圈的认识。

3.2 垫圈的关键作用

3.2.1 调整螺栓杆末级螺纹位置

如图5所示,螺栓杆末级螺纹不能处于第①区,因为螺纹部分不能承受剪切应力;末级螺纹可以处于第②区(不包括剪切面),但承力效果不理想,因为第②区将出现部分螺栓杆同结构件的接触方式由曲面接触变成曲线接触,在较大应力的情况下,可能会使结构件和螺纹产生不同程度的变形;末级螺纹不能处于第④区,因为螺栓最重要的疲劳源就是末级螺纹处,其含义等同于不能使第一级啮合螺纹同末级螺纹重合。螺栓末级螺纹最理想的位置是图5中所示的第③区,可以同时回避上述所有问题,必要时垫圈厚度还能调整。

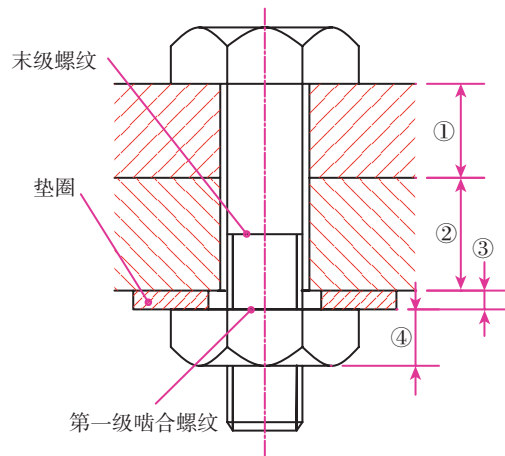


图5 剪切螺栓的配置形式
Fig.5 Allocation of shear bolts

3.2.2 保护结构件

螺母是靠扳手旋转进给实现结构件紧固的,若不加装垫圈,在进给过程中必然会出现螺母端面同结构件的强力旋转摩擦,由于螺母硬度通常不逊于飞机结构件,所以一定会对飞机结构造成损伤甚至破坏,而安装垫圈以后,摩擦力会直接作用于垫圈,大大减小了对结构的伤害。另外还要注意,垫圈的材料应该是比结构和螺母都要质软的,因为较硬的垫圈同样会对结构造成损伤。

3.2.3 实现理想的预紧状态

飞机结构件和螺母的强度、硬度都比较大,由于机加水平的限制,表面不会达到极度平滑的程度。结构件与螺母是面接触,不会实现完全贴合状态,加装垫圈以后,由于垫圈质地比结构和螺母都要柔软一些,因此接触面的凸凹不平部分均可以在紧固以后得到垫圈表面有效的补充,实现全接触面受力。

4 孔加衬套能否解决边距不够问题

4.1 普遍认识

所谓边距,是指结构件孔中心位置到构件边缘的垂直距离,有时也用有效边距即孔边缘距构件边缘的最短距离来确定。孔边距是衡量飞机结构装配剩余强度是否满足使用要求的重要参数,也是飞机装配过程中最容易出现问题的指标类型。

结构件孔的加工在很多种情况下孔径会被加工大,例如用错钻头、8字孔、椭圆孔、拆卸铆钉等,孔被加大以后,由于孔边距与孔径的关系应保持“边距=孔直径 $\times 2$ ”,边距要求同样被加大了,此时的边距是无法改变的(因孔中心位置已经固定),然而有一种认识认为,可以在孔中安装一定厚度的衬套,然后安装图纸要求直径的紧固件,可以保证使用的强度要求,那么这种认识是否成立呢?

4.2 过程分析

如图6所示,由于特殊原因螺栓孔直径尺寸被加工大, A 向视图中上层结构件被压入衬套,下层构件维持原状态,衬套内径为 d ,外径为 D 。螺栓杆受大小相等、方向相反的剪切力 Q ,该力反作用在孔内壁 A_2 平面上,在剖面内表现为大小为 q 、方向如图中所示的分布力。假设按衬套内径计算剪切破坏载荷刚好满足设计要求,即 $Q_{\text{设}}=\tau b \times [\delta \times (h-d/2)]$,其中 δ 为厚度。而实际上,对于衬套来讲,由于 A_4 平面和 A_3 平面不能形成对分布

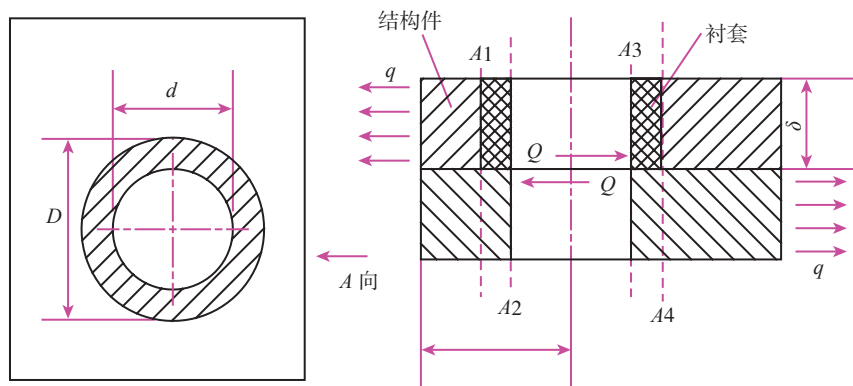


图6 孔加衬套受力状态
Fig.6 The State of bushing hole and force

力 q 的支反力,该支反力只能由 A_1 平面来提供,所以对于结构件来讲,有效边距应以 A_1 平面为边界进行计算, $Q_{\text{实}}=\tau b \times [\delta \times (h-D/2)]$,其中 δ 为厚度。因为 $D > d$,推出 $Q_{\text{实}} < Q_{\text{设}}$,即 $Q_{\text{实}}$ 不满足设计要求。

基于上述结论,可以得出,结构件装配孔中安装衬套不能解决边距不够的问题。

5 螺栓杆凸出螺母端面长度的合理性

5.1 普遍认识

螺栓与螺母为配套标准件,螺栓杆头部相对于螺母端面的凸出量以螺距为单位表示,对于自锁螺栓来说,自锁功能是通过螺栓螺纹同非圆形的螺母孔挤压之后产生局部干涉来实现的,所以该凸出量代表螺母孔是否产生充分挤压变形,可以确定螺栓是否处于良好锁紧状态。

根据俄标PTM-1147中有“螺栓头伸出锁紧螺母的长度允许是零”的描述,所以操作者装配时始终认为螺栓杆端面同螺母端面平齐就很理想了。

5.2 误区分析

同样是俄标PTM-1147,还有如下描述“带导向锥度的螺栓头伸出螺母长度应不小于锥度高”。初看这句话可能使人认为带导向锥度的螺栓是一组特殊螺栓,而实际上,加工螺栓时收尾部分都会自然形成一小段带锥度的部分,该部分的高度通常占距0.5~1.5个螺距,根据俄标中的描述,至少该部分应该凸出螺母端面才能满足标准要求。

从另一个角度来说,锥形收尾部分在攻丝时,由于距离端面太近,刚度变小,易造成螺纹变形而使其称为无效螺纹,应该说将其置于啮合区之外是十分合理的做法。

6 结束语

以上所述是在实际生产中通过与理论知识结合而得出的结论,过程并不复杂,但却实实在在地在国产飞机上存在了很多年。应该说我们在飞机结构装配工艺这一领域中所把握的大方向是正确的,而在细节方面却仍然有许多地方值得推敲,这样才能在研制过程中创新思维、开拓思路,积累经验。

参考文献

- [1] 王志瑾,姚卫星. 飞机结构设计. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [2] 李曙林. 飞机与发动机强度. 北京: 国防工业出版社, 2007.

(责编 小颖)