

复合材料用紧固系统干涉安装控制技术

Installation Controlling Technology of Interference Fastener for Composites

中航工业北京航空制造工程研究所 刘风雷 刘 丹



刘风雷

中航工业北京航空制造工程研究所研究员,主要从事先进复合材料连接及制孔技术、飞机长寿命连接技术、先进高性能紧固件制造技术的研究。负责总装预研、型号攻关及军用技术推广等多个专项,在先进机械连接技术领域享有较高知名度。

现代先进飞机具有较高的寿命要求,以美国第4代战斗机为代表的军机设计疲劳寿命为8000飞行小时,而民机的设计寿命为9万飞行小时。为保证飞机的高寿命,除采用高寿命设计、先进高寿命材料外,还大量采用了孔强化技术、干涉紧固件及紧固系统、抗疲劳连接技术和自动化

复合材料结构干涉连接主要解决不同结构所用紧固系统的设计以及为满足结构疲劳增益的干涉量控制,其中干涉量控制包括紧固系统尺寸和制孔方法、尺寸精度、安装工艺等,需要通过试验确定干涉量的选择范围以及制孔控制工艺等。

连接装配技术。目前金属结构干涉连接采用直杆紧固件对结构孔直接实现干涉连接,而复合材料结构孔的干涉连接却无法采用该方法实现,主要是因为复合材料是层合板结构,在进行直杆干涉连接时孔壁无法承受过大的轴向载荷,容易产生分层,严重降低了抗载能力。但是,由于金属结构干涉连接给飞机结构带来的巨大疲劳增益,使得人们对复合材料结构的干涉连接进行了大量研究。针对复合材料的特点,人们开发出了复合材料结构专用干涉连接紧固系统,目前主要包括带衬套的高锁螺栓、环槽紧固系统、单面螺纹抽钉紧固系统等。这些紧固系统都有一个共同点,就是具有一个尺寸精度高的薄壁金属衬套。复合材料结构干涉连接主

要解决不同结构所用紧固系统的设计以及为满足结构疲劳增益的干涉量控制,其中干涉量控制包括紧固系统尺寸和制孔方法、尺寸精度、安装工艺等,需要通过试验确定干涉量的选择范围以及制孔控制工艺等。

复合材料结构干涉连接与金属材料结构干涉连接比较

复合材料结构与金属结构在干涉连接提高结构疲劳增益的作用机理方面有很大区别,金属结构提高疲劳寿命主要是在孔壁产生压应力区。干涉配合一般有两种情况,即低干涉量配合和高干涉量配合,在航空结构中大多采用干涉量超过1%的高干涉量的干涉配合。对于高干涉量配合,如图1所示,由于干涉连接

使孔壁产生永久变形,出现塑性区的胀大,使得孔周存在较高的残余压应力,进而使得交变载荷的平均应力和应力幅降低,从而在孔周建立起能抵抗结构疲劳破坏的屏障。对于金属结构干涉配合,在无载荷条件下,在孔边材料屈服之前,孔边切向拉应力随干涉量增加而增大;孔边材料达到屈服时,孔边切向拉应力最大;当孔边材料进入塑性以后,孔边切向拉

处流动只能向出口方向产生弯曲。

针对无法控制干涉量和变形方向的问题,紧固件设计者们设计开发了一种带衬套的紧固系统解决了这个问题,其结构如图3所示,安装后如图4所示。在安装过程中钉杆不直接作用于钉孔,而是挤压金属衬套,通过衬套挤压孔壁,形成可控制的干涉量,达到只产生毛刷状分层并降低应力集中的效果。从图5中可

以看出,干涉连接大幅度降低了孔周应力集中系数,使孔周应力集中系数在孔直径范围内几乎一致,同时由于紧固系统与孔壁紧密接触,也降低了钉杆对钉孔的撞击,从而进一步提高了接头的疲劳寿命^[2]。

复合材料干涉连接干涉量控制

复合材料干涉连接具有提高疲劳寿命、改善钉载分配、抗雷击、水密和液密、安装减少密封剂等功能,根据有关资料介绍,复合材料干涉连接最大干涉量可取0.15mm,但在工程应用中既能满足性能要求,又容易实现操作的具体干涉量范围,需要通过研究获得。如果干涉量较小,则达不到预期效果,如果干涉量较大,不但安装不易实现,而且极易产生缺陷,因此需要进行不同干涉量的疲劳试验研究,根据结果确定制孔尺寸精度,并根据夹层做进一步调整,达到工程要求。

试验采用了间隙连接、多组干涉量干涉连接进行双搭接接头的疲劳

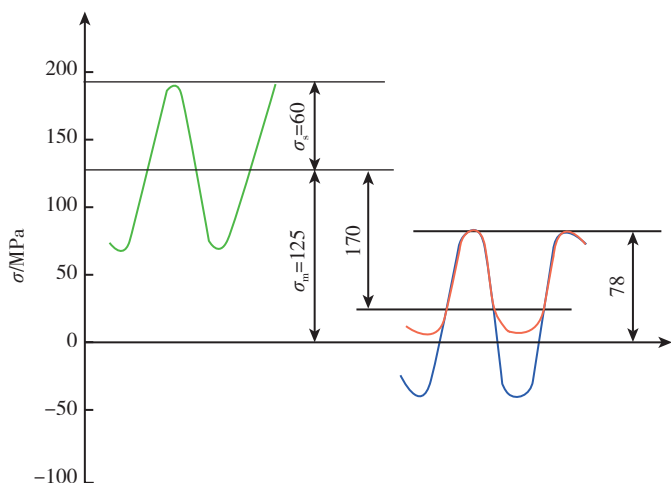


图1 残余应力对实际应力幅的影响

应力增加量减少,最大切向拉应力的位置随干涉量增加由孔边移向试验件边缘。在加载条件下,孔边切向拉应力随干涉量增加而减小,最大拉应力数值的位置随干涉量增加从孔边移向试件边缘。由此可以看出,螺栓与孔之间的干涉量较小时无法提高疲劳寿命,必须在超过一定干涉量后才能达到提高疲劳寿命的要求^[1]。

金属结构干涉连接方法能否直接用于复合材料的结构连接,由试验证明(见图2),采用直杆干涉连接的复合材料在孔壁发生彻底分层和弯曲,使钉孔的承载能力严重下降,因此国内在设计手册中长期采用H8/h8级配合。主要原因是:在安装过程中,直杆干涉对孔壁产生了较大的轴向力,超过了材料的层间剪切应力,从而使得板材产生分层,同时由于复合材料塑性很差,多余的材料无

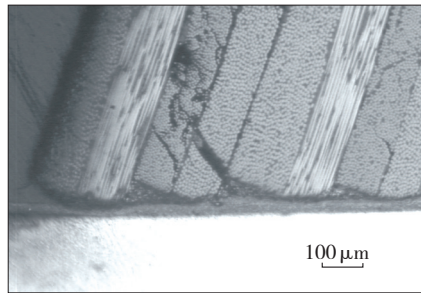
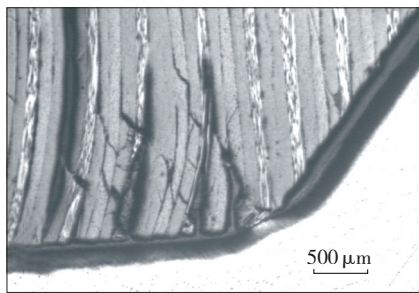


图2 直杆干涉复合材料孔产生的分层



图3 干涉钛环槽钉

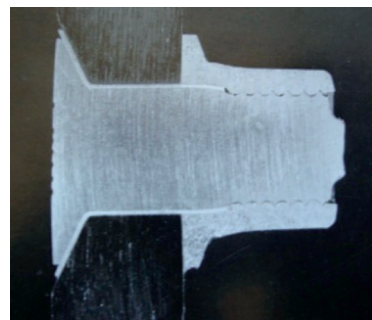


图4 干涉钛环槽钉安装在复合材料结构上的剖面图

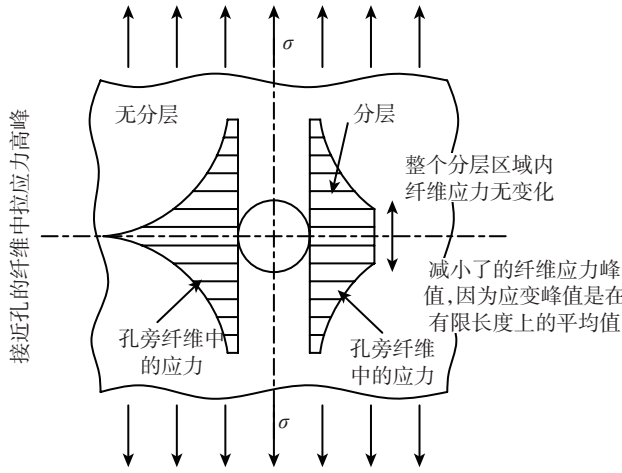


图5 复合材料孔壁干涉前后应力状态

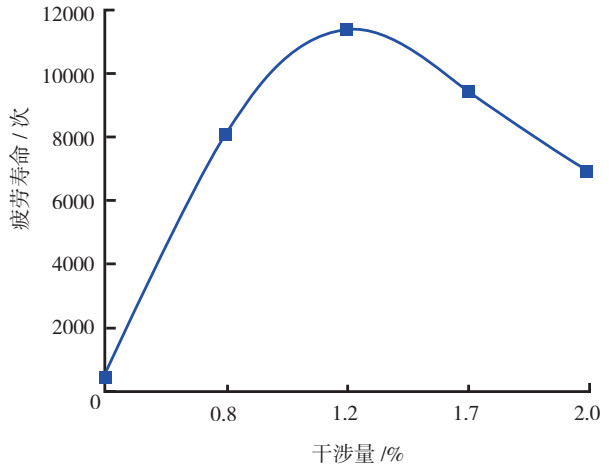


图6 干涉连接疲劳曲线

试验研究,通过试验得出的疲劳曲线如图6所示^[3]。

从图6可以看出,接头疲劳寿命随着干涉量的增加而增加,当干涉量到达某一特定值时,接头疲劳寿命达到最大值,当干涉量继续增加后,接头疲劳寿命开始下降。从拟合图中可以看出最佳相对干涉量在0.5%~1.8%之间。在该干涉区间下,接头疲劳寿命可达到间隙连接时疲劳寿命的2倍以上,同时在干涉量为2%时接头仍具有较好的疲劳寿命。

按有关资料介绍,复合材料用干涉紧固系统安装制孔公差为0.075mm,由于国外具有很高的轴加工精度,上述制孔公差带要求可以通过一次钻孔实现,因而国外紧固件实行基轴制装配。在干涉量范围的确定方面,根据截面不变原则,用以下公式确定干涉后能达到的衬套外径尺寸,分别进行最大实体和最小实体计算:

(1) 最大实体状态下干涉后的衬套外径:

$$d_{\min} = \sqrt{d_1^2 - d_2^2 + d_3^2} \quad (1)$$

其中, d_{\min} 为衬套膨胀后最小外径, d_1 为衬套膨胀前最大外径, d_2 为衬套膨胀前最小内径, d_3 为钉体杆部最大外径。

(2) 最小实体状态下干涉后的衬套外径:

$$d_{\max} = \sqrt{d_4^2 - d_5^2 + d_6^2} \quad (2)$$

其中, d_{\max} 为衬套膨胀后最大外径, d_4 为衬套膨胀前最小外径, d_5 为衬套膨胀前最大内径, d_6 为钉体杆部最小外径。

将衬套膨胀前最大和最小外径、衬套膨胀前最大和最小内径、钉体杆部最大和最小外径相关数据分别代入公式(1)和公式(2),可得到干涉后衬套外径最大和最小理论数据,如代入环槽紧固系统规格为-6的相关数值后,可得到的衬套干涉后的外径为 $D = \phi 5.625 \sim 5.575 \text{mm}$ 。衬套在膨胀前外径为 $\phi 5.50 \text{mm}$,为方便进行安装,制孔基准为 $\phi 5.51 \text{mm}$,如按0.075mm公差带制孔,制孔尺寸及干涉量如表1所示,由于干涉量不可

表1 制孔尺寸及干涉量

mm

衬套外径 (膨胀前)	衬套外径(膨胀后)		基准孔	制孔 公差带	制孔尺寸		干涉量		
	最小值	最大值			最小值	最大值	最小值	最大值	
5.50	5.575	5.625	5.51	修正前	0.075	5.510	5.585	-0.010	0.115
				修正后	0.045	5.510	5.555	0.020	0.115

表2 干涉环槽紧固系统制孔尺寸精度 mm

规格	衬套外径	制孔尺寸及精度
$\phi 4$	$\phi 4.5$	$\phi 4.51^{+0.045}$
$\phi 5$	$\phi 5.5$	$\phi 5.51^{+0.045}$
$\phi 6$	$\phi 6.5$	$\phi 6.51^{+0.045}$
$\phi 8$	$\phi 8.5$	$\phi 8.51^{+0.045}$

能为负值,并考虑疲劳曲线所得相对干涉量最低取值为0.5%的修正,修正后制孔尺寸及干涉量如表1所示。不同规格紧固件与制孔的关系见表2。

结 论

本文论述了复合材料结构干涉连接与金属结构干涉连接的区别,其中复合材料结构干涉连接主要通过使用带衬套紧固系统降低孔周应力集中系数,并通过理论计算获得了理论干涉量,同时通过接头疲劳试验修正了保证接头性能和可靠安装的干涉量范围,这个范围的确定将为复合材料紧固系统在复合材料主承力结构的应用奠定理论和应用基础。

参 考 文 献

- [1] 张全纯,汪裕炳,瞿履和. 先进飞机机械连接技术. 北京:兵器工业出版社,2000.
- [2] 牛春匀. 飞机复合材料结构设计与制造. 西安:西北工业大学出版社,1995.
- [3] 王武,陶华,刘风雷. 干涉对复合材料机械连接疲劳寿命影响的研究. 绝缘材料,2006,39(4):45-47.

(责编 亦非)