

复合材料与金属混合夹层的干涉连接技术研究

Research on Interference Joining of Composites and Metal Mixed Sandwich

中航工业北京航空制造工程研究所 于雷 卜泳 赵庆云 刘风雷 任翀
中航工业沈阳飞机设计研究所 隋晓东

[摘要] 本文主要从干涉连接的增寿机理入手,论述了复合材料与金属混合夹层制孔与干涉安装,并对不同干涉量与不同接头形式的疲劳寿命、混合夹层结构干涉连接的钉载分布进行分析,得出合适的干涉量和安装方法,从而达到提高结构整体疲劳寿命的要求。

关键词: 干涉连接 复合材料 疲劳寿命 钉载分配

[ABSTRACT] With the beginning of life extending of the interference composites connection mechanism, the drilling and interference installation of composites and the metal mixed sandwich is discussed, the fatigue life of different interference range and different form of joint and load distribution of mixed sandwich structure of interference connection are analysed to obtain the suitable interference range and installation method and to enhance the requirement of the fatigue life of the overall structure.

Keywords: Interference connection Composites Fatigue life Pin load distribution

先进复合材料因其具有轻质、高的比强度和比刚度、良好的抗疲劳性等优异特性,目前已经在航空航天领域得到日益广泛的应用。尽管复合材料成型工艺技术不断发展,使复合材料结构的整体性有较大提高,但是,由于复合材料成型工艺技术的限制和复合材料构件不可避免要与金属零部件相连接,从使用、安装的实际需要出发,还必须有一定的结构分离面和工艺分离面。在复合材料结构上,仍存在大量的连接问题。由于复合材料层间强度低,抗冲击能力差,尤其和金属结构相比,连接是复合材料结构的薄弱环节,结构破坏的60%~80%发生在连接处^[1]。由此不难看出,复合材料的连接工艺技术是复合材料应用中重要的组成部分,连接方式包括胶接、铆接、螺栓连接等,配合方式包括间隙配合、过度配合、干涉配合。其中干涉配合安装方式、干涉量以及对不同结构的干涉量确定对连接的可靠性和疲劳寿命有直接影响。结构的抗疲劳性决定着该结构的寿命^[2]。新一代战斗机对寿命有更高的要求,且其中复合材料/金属混合夹层结构成为新一代飞机连接复

合材料的主要连接形式,因此,研究复合材料与金属混合夹层的干涉连接对飞机疲劳寿命的增益具有重要意义。随着实践经验的丰富,复合材料干涉连接技术也逐渐开展和深入,如美国的麦道公司指出“复合材料中的干涉配合比净或配合能获得更强的接头”^[3],同时也指出干涉配合能提高接头的疲劳强度。

1 干涉连接的增寿机理

干涉连接可以提高连接接头静强度和疲劳寿命,因此,研究复合材料与金属混合夹层干涉连接技术,首先就要了解复合材料干涉连接和金属干涉连接的增寿机理。

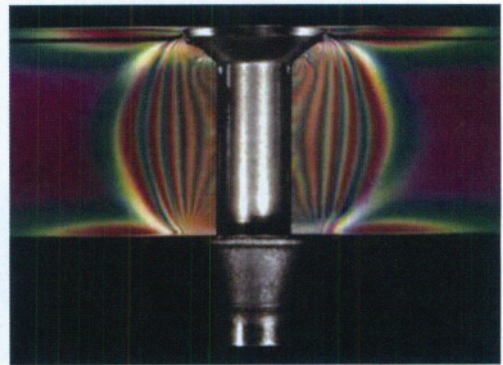


图1 复合材料干涉连接

Fig.1 Interference connection of composites

1.1 复合材料干涉连接(图1)增寿机理

干涉连接可以提高连接接头静强度和疲劳寿命的主要原因有以下3种:

(1)干涉配合使孔复合材料孔壁产生毛刷状分层,使孔壁得到“软化”,降低了孔壁的应力集中系数。

(2)干涉连接产生的初始应力与机械连接受载孔的应力组合使孔边应力分布发生变化,孔边危险区的应力比无干涉情况有所减小,自然能提高它的承载能力和疲劳寿命。

(3)无干涉连接部位在交变载荷作用下,经过一段时间,当孔产生很小的永久性变形后,紧固件与孔间就产生了间隙,对孔壁产生冲击,加速了孔壁的损伤扩展;

干涉配合使紧固件与孔接触紧密,延缓了产生间隙的过程,提高了疲劳寿命。

1.2 金属干涉连接增寿机理

在金属结构上已广泛采用干涉配合机械连接技术,成倍地提高接头的疲劳强度^[4]。在航空结构中,采用的干涉配合的干涉量大多超过1%,在这种情况下,结构的应力一般都要超过材料的弹性极限,使得孔壁附近一般都要超过材料的弹性极限,使得孔壁附近一定深度范围内产生永久变形。由于永久变形而出现的塑性区的胀大,受到相邻弹性区的阻碍,这样孔边就产生了残余压应力,在孔周围建立起能够抵抗结构破坏的屏障,从而提高疲劳寿命。无外载干涉配合螺接的预应力分布如图2所示。

复合材料与金属混合夹层的干涉连接就需要考虑上述两方面的要求,金属的干涉连接工艺比较成熟,1%以上的干涉量为佳。复合材料干涉连接根据国外应用经验(图3)与国内干涉连接研究基础,当干涉量为1%左右时,试验件的静强度比无干涉时高5%左右,即达到最佳状态。但是,由X射线探伤发现,对于良好的钻孔工艺,钻孔后在孔壁附近有1%范围的掉渣、分层等损伤,这样2%的干涉量实际上就相当于1%的实际干

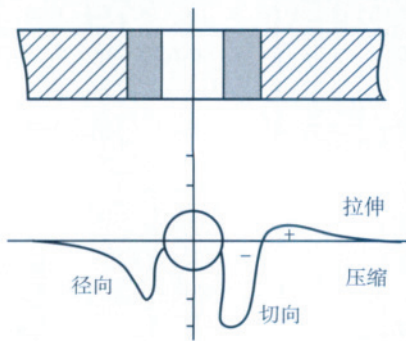


图2 无外载干涉配合螺接的预应力分布

Fig.2 Prestress distribution of no-load interference fit bolt joint

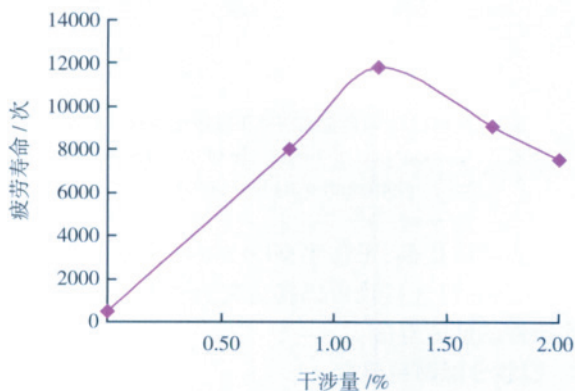


图3 干涉量与疲劳曲线

Fig.3 Interference range and curve of fatigue

涉量。结合复合材料干涉连接无损安装工艺上限与金属干涉连接的允许范围,选定干涉紧固件系统干涉量为0.5%~1.5%*d*、1.5%~2.5%*d* 2个干涉量范围。

2 试验和分析

2.1 试验件与制孔安装

采用干涉衬套与干涉螺栓配合,干涉衬套采用GH2132材料制造其内径为 $\phi 5_{-0.015}$,外径为 $\phi 5.5_{-0.015}$,干涉螺栓采用了改进后的HB6565,杆径I型为 $\phi 5.12_{-0.015}$,II型为 $\phi 5.17_{-0.02}$,孔径为 $\phi 5.5_{+0.06}^{+0.02}$,图4为干涉衬套和干涉螺栓。

采用电磁铆接干涉安装试验件,应避免使复合材料及其孔边产生分层,试验件在未做疲劳试验前已经损伤,会降低试验件的疲劳寿命。



(a) 干涉衬套



(b) 干涉螺栓

图4 干涉衬套与干涉螺栓

Fig.4 Interference bush and interference bolt

2.2 不同搭接形式接头的规划

针对不同干涉量、复合材料与铝合金、钛合金的组合,共规划了8组典型连接件静力与疲劳试验,详见表1。

2.3 试验件设计与试验加载

为避免在试验过程中产生附加弯曲,试验件设计双剪接头形式,见图5,复合材料板为T300/QY8911碳纤维增强复合材料,铺层参数为 $[-45^\circ/45^\circ/90^\circ/0^\circ]_{4s}$,铝合金为7B04,钛合金为TA15,螺栓材料为TC4,衬套的

表1 试验件分组

组别号	连接形式	干涉量 /%	单板厚度 /mm	是否干涉	数量
B1~B10	复 / 钛 / 复		4.8/3.5/4.8	未干涉	10
C1~C10	复 / 钛 / 复	0.5~1.5	4.8/3.5/4.8	干涉	10
D1~D10	复 / 钛 / 复	第二排 0.5~1.5	4.8/3.5/4.8	干涉	10
E1~E10	复 / 铝 / 复		4.8/6.0/4.8	未干涉	10
F1~F10	复 / 铝 / 复	0.5~1.5	4.8/6.0/4.8	干涉	10
G1~G10	复 / 钛 / 复 (451)	0.5~1.5	4.8/3.5/4.8	干涉	10
H1~H10	复 / 钛 / 复	1.5~2.5	4.8/3.5/4.8	干涉	10
I1~I10	复 / 铝 / 复	1.5~2.5	4.8/6.0/4.8	干涉	10

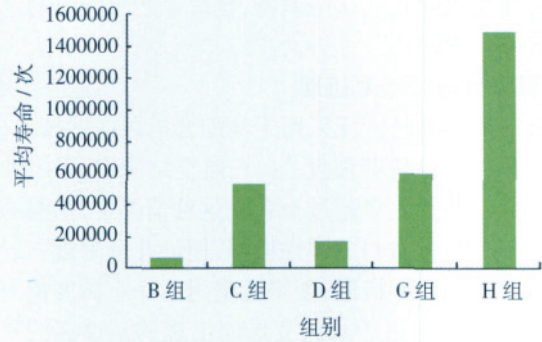


图6 复合材料/钛合金连接件干涉连接寿命比较图
Fig.6 Comparison of fatigue life of composites and titanium alloy test piece

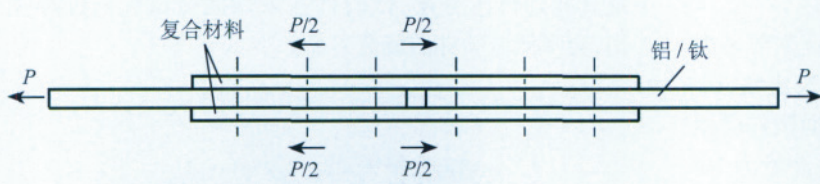


图5 试验件
Fig.5 Experimental piece

与复合材料 / 钛合金的试验结果相似, 复合材料 / 铝合金混合夹层干涉连接的平均疲劳寿命, I 型提高了 292%, II 型提高了 572%。

综上所述, 适当的干涉配合使复合材料 / 钛合金、复合材料 / 铝合金 2 种混合夹层接头疲劳寿命较间隙连接均

材料为 GH2132, 采用 $\phi 6$ 规格的螺栓、干涉螺栓和衬套, 进行间隙连接、I 型和 II 型干涉连接。

为得到试验件干涉配合与间隙配合的疲劳增益对比值, 试验过程中首先每组取 3 件做静力试验, 得到试验破坏载荷 P_b , 剩余的 7 件进行疲劳试验, 疲劳载荷取等幅载荷, 其中 $K=0.4, R=0.1$ 。

2.4 疲劳试验数据与分析

复合材料 / 钛合金试验疲劳结果见表 2 和图 6。

表2 复合材料/钛合金连接件干涉连接寿命比较

组别	配合方式	干涉量 /%	平均寿命 / 次	破坏形式	寿命增幅 /%
B 组	间隙	无	74949	钛板断裂	-
C 组	干涉 1	0.5~1.5	538691	钛板断裂	718
D 组	混合	第二排 0.5~1.5	180293	钛板断裂	240
G 组	干涉 1	0.5~1.5	607911	钛板断裂	811
H 组	干涉 2	1.5~2.5	1502696	钛板断裂	2005

由表 2 和图 6 可知, 干涉连接的疲劳寿命均高于间隙连接, 其中 II 型(1.5%~2.5%)干涉连接的平均疲劳寿命达到 1502696 次, 相对于间隙连接提高了 2005%; 试验件均是钛合金断裂, 说明复合材料与钛合金的混合夹层中, 复合材料的抗疲劳性能高于钛合金。复合材料 / 铝合金试验疲劳结果见表 3 和图 7。

由表 3 和图 7 可知, 复合材料 / 铝合金的试验结果

表3 复合材料/铝合金连接件干涉连接寿命比较

组别	配合方式	干涉量 /%	平均寿命 / 次	破坏形式	寿命增幅 /%
E 组	间隙	无	105420	铝板断裂	-
F 组	干涉 1	0.5~1.5	307682	铝板断裂	292
I 组	干涉 2	1.5~2.5	602811	铝板断裂	572

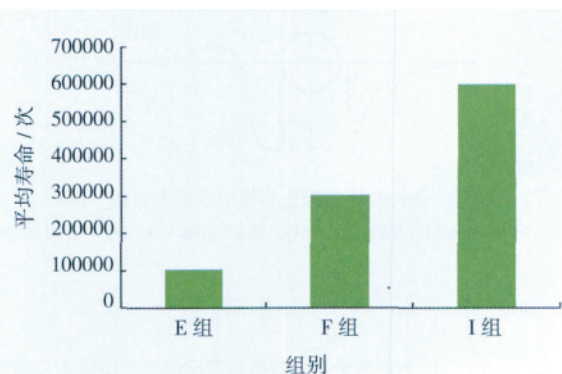


图7 复合材料/铝合金连接件干涉连接寿命比较图
Fig.7 Comparison of fatigue life of composites and aluminum alloy test piece

得到了大幅度提高, 干涉 I 型(0.5%~1.5%)、干涉 II 型(1.5%~2.5%)连接均可以提高复合材料 / 金属混合夹层连接件的疲劳寿命。

2.5 钉载分配谱系研究

复合材料属于脆性材料, 因此间隙连接的钉载分布不均, 而钉载分布不均会造成接头件两端的钉载加大,

进而降低接头的疲劳寿命。对复合材料与金属混合夹层的干涉连接的钉载分布进行测试,看干涉连接对复合材料与金属混合夹层有何影响。图8为测试钉载分布的试片,对试验件钉排旁路应变的测量,计算出各钉排钉载分配比例,从而对比研究复合材料与金属混合夹层干涉连接与间隙连接钉载分配的差异。

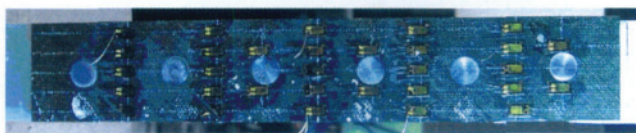


图8 试验件贴片情况
Fig.8 Paste foil gage condition of test pieces

试验在复合材料/铝混合夹层典型连接件中选取干涉与间隙配合试验件(E-10、F-10)进行应变测量。在疲劳加载过程中,对试验件E-10、F-10分别进行了6次和4次应变测量,以监测在疲劳载荷状态下的钉载分布。经过对应变数据的处理得到了不同疲劳循环载荷下的钉载比例。

研究表明,对于复合材料/铝合金混合夹层连接接头,不同的钉与孔配合方式对钉载分配有较大影响,见图9。

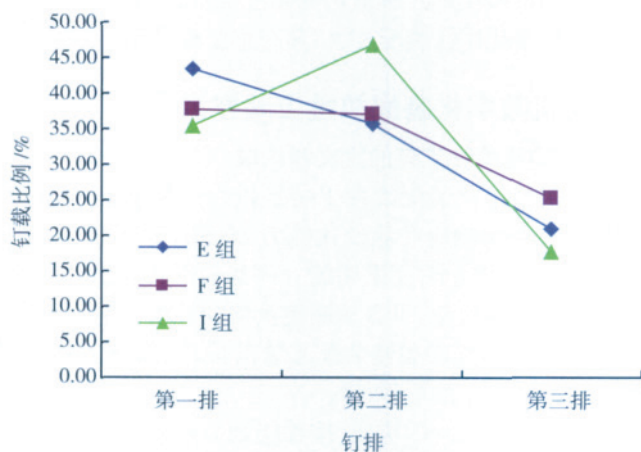


图9 复合材料/铝合金连接各组钉载比例 (平均值)
Fig.9 Each pin load ratio of composites and aluminum alloy test piece (average)

(1) 干涉 I 型配合情况下钉载分布最为均匀。

(2) 干涉 II 型配合加剧了钉载分布的不均匀性,使得最大钉载比例与最小钉载的差接近 29%,高于间隙连接钉载比例差。

(3) 随着钉与孔配合紧密程度的增加,首排钉载逐渐减小,第 2 排钉载逐渐增加,最大钉载由首排转移到第 2 排。

3 结论

综合上述试验数据分析,可得出下面结论:

(1) 干涉 I 型(0.5%~1.5% d)、干涉 II 型(1.5%~2.5% d)连接均可以提高复合材料/金属混合夹层连接件的疲劳寿命,但 II 型干涉量加剧了试验件的钉载分布比例,而 I 型干涉量已经可以满足设计对连接疲劳寿命的要求,所以在实际应用中选择 I 型干涉量进行干涉安装,飞机结构件的综合效果最好。

(2) 从试验件的破坏形式进行分析可知,复合材料与金属混合夹层的干涉连接都是金属破坏,说明复合材料的抗疲劳性能高于金属,所以此种干涉连接主要是提高金属的疲劳寿命,同时保证复合材料不产生分层。

随着航空事业的不断发展,复合材料在飞机上的应用将不断增加,复合材料与金属混合夹层的干涉连接技术的研究对新一代战斗机、民用飞机的疲劳寿命及飞机设计都将产生积极的影响。

参考文献

- [1] 张国梁. 复合材料结构连接技术. 北京: 国防工业出版社, 1991.
- [2] 张全纯, 汪裕柄, 翟履和, 等. 先进飞机机械连接技术. 北京: 兵器工业出版社, 2000.
- [3] Cole R T, Batch E J, Potter J. Fasteners for Composite structures. Composites, 1982, 13(3): 233-240.
- [4] 刘萍, 张开达. 干涉对复合材料层板螺栓连接疲劳强度的影响. 航空学报, 1991, 12(12): 545-549.

(责编 夏宛)

(上接第 73 页)

以有效支持工艺方案的仿真验证和优化,是卫星研制的重要技术手段。它能够早在设计阶段就对卫星装配方案进行性能测试和评估,迅速分析出方案的可行性,尽早发现设计缺陷,从而有效指导工人的操作,保证装配的质量,提高工人的工作效率。

参考文献

- [1] 孙康. “TXZ”微小卫星虚拟装配关键技术研究. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [2] 刘子强. 虚拟装配的基础研究. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2004.
- [3] 唐晓东, 高红. 虚拟装配仿真技术在飞机研制阶段的应用. 航空制造技术, 2009(24): 69-71.
- [4] 盛选禹, 盛选军. DELMIA 人机工程模拟教程. 北京: 机械工业出版社, 2009.
- [5] 杨明. 基于 DELMIA 的虚拟装配中人机工程仿真与应用. 农业开发研究, 2009(4): 12-14.

(责编 夏宛)