

文章编号:1000-6893(2008)03-0640-05

# 层压复合材料连接接头设计及其在大飞机中的应用

程家林

(成都飞机工业(集团)有限责任公司 技术中心, 四川 成都 610092)

## Design of Composite Laminated Joint and Its Application in Large Aircrafts

Cheng Jialin

(R and D Center, Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co. Ltd., Chengdu 610092, China)

**摘 要:** 复合材料主承力接头的设计制造技术对拓宽复合材料在飞机结构上的应用范围,进一步减轻结构重量、提高疲劳性能和降低制造成本具有重要工程使用价值和发展应用前景。开展了平面环绕型层压板式复合材料承力接头的设计、分析与试验研究工作。提出了工程设计方案,通过理论推导,建立了环形接头危险部位的强度解析表达式并预测了具体接头设计的承载能力,同时完成了平面环绕型层压板复合材料接头的静力试验,试验结果与理论预测吻合良好。

**关键词:** 复合材料; 主承力接头; 平面环绕型层压板设计; 强度理论预测; 静力试验

**中图分类号:** V258; TB332      **文献标识码:** A

**Abstract:** Technology for the design and manufacture of main load-carrying composite joints will widen the application of composite materials in airplane structure, and make it possible to further lighten the structural weight of the airplane, improve its fatigue property as well as reduce manufacture cost. This paper focuses on the design, analysis and experiment of an in-plane rounding type laminated composite joint. The engineering design plan and the theoretical analysis are presented and the strength prediction expression at dangerous spots of the joint is derived. The loading capacity of the specific joint is then predicted. A static experiment of the in-plane rounding type laminated joint is carried out, the result of which agrees with the theoretical prediction. The research is useful for engineering reference and application of composite structure technology in large airplane design.

**Key words:** composites; main load-carrying joint; in-plane rounding type laminated scheme; theoretical strength prediction; static experiment

随着复合材料设计制造技术的不断提高,国外在 20 世纪 70 年代末 80 年代初开始了复合材料连接接头的设计应用技术研究,在大型民用客机 A310, A320 垂直安定面的主承力接头上均已得到应用<sup>[1]</sup>,且这些接头均与主结构融为一体。复合材料主承力接头设计制造技术对拓宽复合材料在飞机结构上的应用范围,进一步减轻结构重量、提高疲劳性能和降低制造成本具有重要工程使用价值。通常采用复合材料接头比金属接头可减重达 30% 以上,复合材料接头与结构件融为一体可明显减轻结构重量,提高连接效率。复合材料主承力接头的研制涉及到材料工艺、无损检测、试验以及结构设计等诸多方面,围绕复合材料主承力接头开展设计、分

析、工艺、试验技术研究具有重要的理论研究价值和实际工程应用意义<sup>[2-6]</sup>,已成为复合材料技术的重要发展方向之一。

由于层压式结构无论在理论研究,还是制造成型工艺上都相对成熟,层压式结构已成为主承力连接接头首先考虑的设计应用结构形式,现行飞机采用复合材料承力接头大多为层压式结构,即由两层或多层同种或不同种材料层和压制而成,如 A320 飞机垂直尾翼接头等,均为典型的复合材料层压式结构形式并与主结构融为一体。随着对接头承载能力要求的提高,对复合材料主承力接头结构形式设计提出了新要求,故设法提高主承力接头的承载能力成为复合材料主承力接头结构形式设计的基本点。文献[7-10]对复合材料结构连接技术进行了研究,提出了通过特殊局部缠绕成型、补加成型、应用特种加强件、在加厚端

收稿日期:2007-09-21; 修订日期:2008-01-02

通讯作者:程家林 E-mail: chengjl\_cac@126.com

头中嵌入高强度薄片(金属箔、硼砂膜片等)等设计技术可大大提高复合材料接头的强度。近年来,纺织复合材料结构设计及制造得到了发展,使得层压复合材料层间强度薄弱的致命弱点在三维编织复合材料中得到克服。总体来讲,三维编织结构比层压结构有更高的强度、冲击韧性和损伤阻抗。此外,现在发展较快的是准三维复合材料,即在复合材料厚度方向有部分纤维增强,这种复合材料与三维编织结构相比工艺技术难度较小,成本较低而适于批量生产。

针对层压板式复合材料接头及其与结构融合体的复合材料铺层设计技术进行设计分析研究,并完成了静力试验考核,以期为中国大型飞机的设计研制提供工程应用基础。

## 1 平面环绕型接头铺层设计

以典型飞机舵面连接接头构型为例,如图1所示,层压板式复合材料接头在紧固件孔壁周围的铺层设计形式通常有两种,即竖面环绕型和平面环绕型。由于连接接头具有典型的三维厚壁构型形态,因此无论采用哪种铺层设计形式,其在受载过程中均会由于叠层偏厚而产生层间开裂的强度问题<sup>[11]</sup>。设计的关键问题在于能否对层压式复合材料接头的层间开裂采取有效的补偿设计措施,竖面环绕型铺层设计方式沿紧固件孔的径向可采取沿接头周向的包裹式层间开裂补偿设计,但包裹式抗分层的能力不仅与包裹层的厚度相关,同时包裹层的压紧工艺在技术上难于控制,因而不利于工程实施与应用。

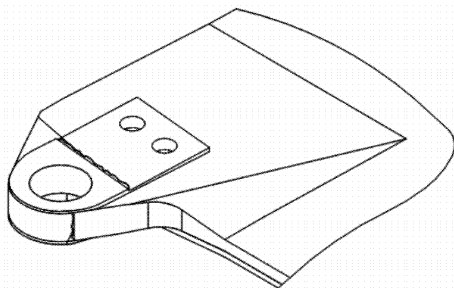


图1 典型飞机连接接头构形示意图

Fig. 1 Typical joint configuration of aircraft

本文采用了平面环绕型接头铺层设计技术,采用该铺层设计技术的主要优点是:一方面利用环绕铺层设计可使得纤维走向在接头部位始终沿主应力方向,这样可充分利用纤维的高承载能力,如图2所示;同时,环绕铺层设计在过渡区的方向可以

按照载荷扩散角安排,达到更有效扩散集中载荷的目的;另一方面,对于厚铺层的层间开裂问题,可采用在紧固件孔壁加装大端面金属衬套,通过对金属衬套的压紧可起到对平面厚铺层的分层抑制作用;采用大端面金属衬套同时还可对接头复合材料制孔起到保护作用,有利于钉载更均匀地作用于接头孔壁。在保证层间不开裂情况下,可利用高、低性能纤维的合理搭配来适当缓解应力集中。

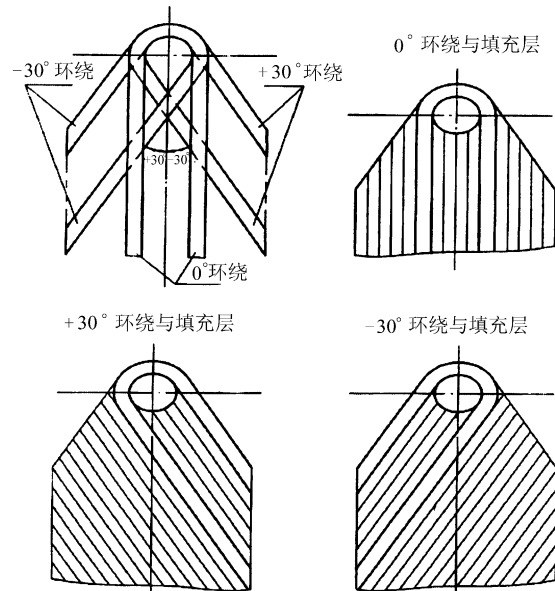


图2 平面环绕型接头铺层设计示意图

Fig. 2 In-plane rounding laminated composite joint

平面环绕铺层设计的关键是制造出符合设计技术要求的U形件环绕预浸料布层,设计制造的工装需能较好地保证环绕单层厚度、宽度和纤维张紧均匀,接头压制能实现无余量成形,从而容易保证构件几何尺寸、内部质量满足设计技术要求。为此本文设计制造了专门工装,经多次试验改进,单层厚度和宽度达到了技术要求,接头固化后几何尺寸可达到图纸要求,实现了无余量成形。

## 2 平面环绕型铺层复合材料接头强度估算分析

环绕纤维铺层接头的力学分析重点在紧固件孔壁的圆环部分。对于圆环部分可以认为,由环绕圆对切成两半,加上中间过渡段组成。因此,该环绕纤维铺层接头的力学模型可视为复合材料纤维带条一层一层地沿柱面体或圆孔缠绕而成,显然在理论分析上,可将此类结构看成正交各向异性均匀柱面体。利用圆柱坐标系及正交各向异性弹性体

的平衡、几何与物理关系,采用应力函数解法可得到柱面正交各向异性体微分控制方程<sup>[12-15]</sup>,为

$$\frac{d^4\phi}{dt^4} - 4\frac{d^3\phi}{dt^3} + (5-\lambda)\frac{d^2\phi}{dt^2} + 2(\lambda-1)\frac{d\phi}{dt} + \alpha\frac{\partial^4\phi}{\partial t^2\partial\theta^2} - 2\alpha\frac{\partial^3\phi}{\partial t\partial\theta^2} + \beta\frac{\partial^2\phi}{\partial\theta^2} + \lambda\frac{d^4\phi}{d\theta^4} = 0 \quad (1)$$

式中: $\phi$ 为待解的应力函数; $\lambda = E_\theta/E_r$ 。

由于

$$E_r\nu_{\theta r} = E_\theta\nu_{r\theta}$$

则有

$$\nu_{\theta r} = \lambda\nu_{r\theta}, \alpha = \mu - 2\lambda\nu_{r\theta}; \\ \beta = 2\lambda(1 - \nu_{r\theta}) + \mu, \mu = E_\theta/G_{r\theta};$$

其中: $\theta$ 为柱面环向坐标; $t$ 为径向广义坐标。

对平面环绕型圆柱体模型,当其受到均匀孔壁载荷时,其力学计算模型可简化为图3所示模型,其解析解为

$$\sigma_\theta = -\frac{\sqrt{\lambda}}{H}p_i[r_e^{-\sqrt{\lambda+1}}r_i^{\sqrt{\lambda-1}} + r_e^{\sqrt{\lambda-1}}r_i^{-\sqrt{\lambda+1}}] - \\ \frac{M}{B}(\sqrt{\lambda}+1)B_1[-r_i^{\sqrt{\lambda-1}} + \sqrt{\lambda}r_i^{\sqrt{\lambda-1}}] + \\ \frac{M}{B}(\sqrt{\lambda}-1)B_2[r_i^{\sqrt{\lambda+1}} + \sqrt{\lambda}r_i^{-\sqrt{\lambda+1}}] \quad (2)$$

式中:

$$H = r_e^{-\sqrt{\lambda+1}}r_i^{\sqrt{\lambda-1}} - r_e^{\sqrt{\lambda-1}}r_i^{-\sqrt{\lambda+1}} \\ B = -(\sqrt{\lambda}+1)^2(r_i r_e)^{-\sqrt{\lambda-1}}(r_e^{\sqrt{\lambda-1}} - r_i^{\sqrt{\lambda-1}})^2 + \\ (\sqrt{\lambda}-1)^2(r_i r_e)^{-\sqrt{\lambda-1}}(r_e^{\sqrt{\lambda+1}} - r_i^{\sqrt{\lambda+1}})^2 \\ B_1 = 2(\sqrt{\lambda}-1)[r_e^{-\sqrt{\lambda+1}} - r_i^{-\sqrt{\lambda+1}}] \\ B_2 = 2(\sqrt{\lambda}+1)[r_e^{\sqrt{\lambda-1}} - r_i^{\sqrt{\lambda-1}}]$$

其他参数参见式(1)及图3。

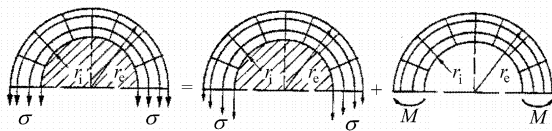


图3 圆环形接头二维应力计算模型

Fig. 3 2D Stress calculation model of annular joint

平面环绕铺层接头强度分析取接头上半圆为受力严重及重点强度校核部位。如果假设接头的连接轴销(或衬套)为刚性,忽略摩擦力作用,则接头的计算模型可视为内圆受内压的力学分析模型,即图3的情形。设接头内、外圆半径为 $r_i$ 和 $r_e$ ,内压沿内圆壁面均匀分布,且有

$$p_i = \frac{F_1}{2r_i t_1} \quad (3)$$

式中: $F_1$ 为接头平面环绕铺层部分承受的轴向拉力; $t_1$ 为平面环绕铺层部分的厚度。

内圆边界处为最大环向应力集中部位,应作为强度分析的重点。在式(2)和式(3)中,取 $r = r_i$ ,则内圆孔边环向应力为

$$\sigma_\theta = \sqrt{\lambda}p_i \left[ \frac{\gamma^{2\sqrt{\lambda}} + 1}{\gamma^{2\sqrt{\lambda}} - 1} \right] \quad (4)$$

式中:

$$\gamma = r_e/r_i$$

接头承载能力(环绕铺层部分)通常用其承受的最大轴向拉力 $F_{1\max}$ 来表征。由式(3)和式(4)式且取 $\sigma_\theta$ 为材料的拉伸强度 $X$ ,即得

$$X = \sqrt{\lambda} \frac{F_{1\max}}{2r_i t_1} \left[ \frac{\gamma^{2\sqrt{\lambda}} + 1}{\gamma^{2\sqrt{\lambda}} - 1} \right] \text{ 或} \\ F_{1\max} = \frac{2r_i t_1}{\sqrt{\lambda}} \left[ \frac{\gamma^{2\sqrt{\lambda}} - 1}{\gamma^{2\sqrt{\lambda}} + 1} \right] X \quad (5)$$

设计接头材料取 T300/QY8911,材料性能以及计算参数如下:

$$E_\theta = 135.0 \text{ GPa}$$

$$E_r = 8.8 \text{ GPa}$$

$$\lambda = E_\theta/E_r = 15.341$$

$$r_e = 30.0 \text{ mm}$$

$$r_i = 18.0 \text{ mm}$$

$$X = 154.8 \text{ MPa}$$

$$t_1 = 0.36 \times (20 + 20) = 14.4 \text{ mm}$$

将上述参数代入式(5)得

$$F_{1\max} = \frac{2r_i t_1}{\sqrt{\lambda}} \left[ \frac{\gamma^{2\sqrt{\lambda}} - 1}{\gamma^{2\sqrt{\lambda}} + 1} \right] X = \\ \frac{2 \times 18.0 \times 14.4}{\sqrt{15.341}} \times \frac{1.667^{2.0 \times \sqrt{15.341}} - 1}{1.667^{2.0 \times \sqrt{15.341}} + 1} \times \\ 154.8 = 197.5 \text{ kN} \quad (6)$$

$F_{1\max}$ 即为控制破坏的接头中环绕铺层部分的破坏载荷。

### 3 平面型环绕接头的静力拉伸试验考核

对于平面环绕型接头拉伸试验,在接头的厚度方向施加一个预压载荷,用于降低接头的应力集中,从而提高承载能力,这个预压载荷的施加通过螺栓螺纹拧紧力矩实现。拧紧力矩的大小,直接影响着接头的应力分布,为了给出适当的拧紧力矩,分别进行了5种拧紧力矩(0,100,200,300和500 N·m)的拉伸载荷预备试验,预拉伸载荷为0~90 kN,进行了各级载荷下的应变测量,最

终确定了两种预紧力大小(100 N·m, 500 N·m)进行接头的正式拉伸试验。在施加拧紧力矩时,在螺栓和螺帽端头等摩擦部位均涂有润滑油。

拉伸试验共进行了6件。拧紧力矩为500 N·m复合材料试件3件,拧紧力矩为100 N·m的3件。另外,复合材料拉伸试件全部进行了孔变形及应变测量(应变贴片如图4所示),孔变形的测量与应变测量的载荷全部相同,全部6个试件的破坏试验均记录了试验夹头位移。静力拉伸的试验结果如表1所示。

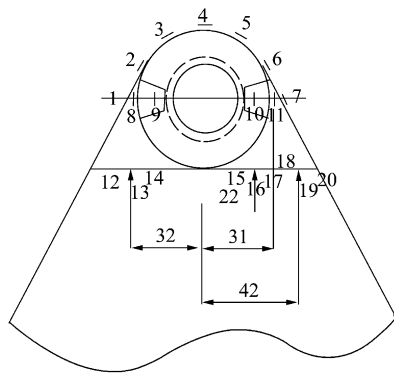


图4 应变贴片布局示意图

Fig. 4 Sketch map of strain chip layout

表1 接头试验结果

Table 1 Test results of laminated composite joint

试验状态	试件编号	拧紧力矩/(N·m)	孔变形/mm	初始损伤/kN	破坏载荷/kN
	L1	500	1.125	185	242
	L3	100	1.250	204	232
	L4	100	1.250	231	248
拉伸	L5	500	1.250	219	230
	L7	500	1.175	215	236
	L9	100	/	180	238
	平均值			237.7 kN	

式(6)的分析计算较试验结果平均低17%,其理论估计偏于保守的原因应在于未考虑试验中预压载荷对接头孔边应力集中的降低作用。拧紧力矩对大端面的作用使其与复合材料接头端面的摩擦力增大,从而部分改变了总施加载荷对接头孔壁的作用方式;另一方面,预压载荷对金属衬套的膨胀作用可起到降低接头孔边应力集中的作用。

#### 4 结论

借鉴国外在大型民用客机结构主承力接头的设计应用实践,对广泛应用的铺层复合材料结构技术开展了平面环绕型层压板式复合材料承力接头的设计、分析与试验研究。提出了具体的设计

方案并在工程研制中得以实现;通过细致的理论分析,推导了环形接头危险部位的强度解析表达,预测了具体接头设计的承载能力;完成了平面环绕型层压板复合材料接头的静力试验,试验结果与理论预测吻合性较好,达到了设计技术目标。本文研究工作的进一步深入,可为中国大型飞机复合材料舵面主承力接头的工程设计与应用提供有力的工程技术基础。

#### 参 考 文 献

- [1] Nishiwaki T, Yokoyama A, Maekawa Z, et al. A new numerical modeling for laminated composites [J]. Composite Structures, 1995, 32(1-4): 641-647.
- [2] Han Y M, Hahn H T. A simplified analysis of transverse ply cracking in cross-ply laminates [J]. Composites Science and Technology, 1988, 31(3): 165-177.
- [3] Whanthal S P, Yang T Y. Three-dimensional finite element formulations for laminated plates [J]. Reinforced Plast, 1991, 10(4): 330-353.
- [4] Wang J T, Clarence C, Poe J, et al. Residual strength prediction of damaged composite fuselage panel with R-curve method [J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(2): 2557-2565.
- [5] Davila C G, Ambur D R, McGowan D M. Analytical prediction of damage growth in notched composite panels loaded in compression [J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(5): 898-905.
- [6] Hang Q, Sankar T S. Three dimensional finite element formulation for stress analysis of anisotropic laminate structures [J]. Composites Design and Analysis, 1990, 40(3): 189-200.
- [7] Nagashima T, Kondo Y, Suemasu H. Stress analysis of composite laminate with delamination using X-FEM [J]. Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers: A, 2004, 70(691): 391-398. (in Japanese)
- [8] Yang J N, Liu M D. Residual strength degradation model and theory of periodic proof test for graphite and epoxy laminate [J]. Journal of Composite Materials, 1997, 11(3): 176-203.
- [9] 张志民. 复合材料结构力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1992. 179-201.  
Zhang Zhimin. Composite materials structure mechanics [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1992. 179-201. (in Chinese)
- [10] Elishakoff I, Li Y W, Starnes J H. A deterministic method to predict the effect of unknown but bounded elastic moduli on the buckling of composite structures [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1994, 111(1-2): 155-167.
- [11] 沈真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.



- Shen Zhen. The design handbook of composite materials [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [12] 王震鸣. 复合材料力学和复合材料结构力学[M]. 北京: 机械工业出版社, 1991.  
Wang Zhenming. Composite material mechanics and composite structure mechanics [M]. Beijing: China Machine Press, 1991. (in Chinese)
- [13] 邱志平, 李培, 杨嘉陵. 复合材料层合板屈曲计算的区间估计算法[J]. 航空学报, 2005, 18(3): 218-223.  
Qiu Zhiping, Li Pei, Yang Jialing. Interval analysis method on the buckling of composite laminate[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 18(3): 218-223. (in Chinese)
- [14] Kapania R K, Raciti S. Recent advances in analysis of laminated beams and plates, part II: vibration and wave propagation[J]. AIAA J, 1989, 27(7): 935-946.
- [15] Carrera E. Mixed layer-wise models for multi-layered plates analysis [J]. Composite Structures, 1998, 43(4): 57-70.

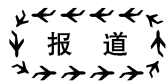
#### 作者简介:

程家林(1965—) 男,工学硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器总体设计、结构强度设计。

Tel: 028-87405155

E-mail: chengjl\_cac@126.com

(责任编辑:李铁柏)



### 中国商用飞机有限责任公司成立

2008年5月11日,中国大飞机项目公司中国商用飞机有限责任公司成立大会在上海举行。中共中央政治局委员、国务院副总理张德江,中共中央政治局委员、上海市委书记俞正声出席成立大会并为公司揭牌。全国政协副主席、科技部部长万钢,全国政协原副主席、中国工程院院长徐匡迪等出席。中国商用飞机有限责任公司的成立,开启了中国自主研制大型客机的新篇章。

大飞机一般是指起飞重量超过100吨,座位数在150座及以上,总航程在5000公里以上的大型客机。目前世界上只有美国、欧洲四国和俄罗斯有制造大飞机的能力,而占领国际市场的只有美国的波音公司和欧洲的空客公司。

据悉,中国商用飞机有限责任公司是经国务院批准成立,由国务院国有资产监督管理委员会、上海国盛(集团)有限公司、中国航空工业第一集团公司、中国航空工业第二集团公司、中国铝业公司、宝钢集团有限公司、中国中化集团公司共同出资组建,由国家控股的有限责任公司,主要从事民用飞机及相关产品的设计、研制、生产等业务。公司注册资金190亿元,总部设在上海,包括研发、总装制造和客户服务三大中心,飞机研制过程中的资源配置则面向全球。原国防科工委主任张庆伟、副主任金壮龙分别出任公司董事长与总经理。

张庆伟指出,发展大型客机项目,是党中央、国务院作出的重大战略决策。2006年,大型飞机同载人航天、月球探测等工程一道,被列入中国《国家中长期科学和技术发展规划纲要(2006—2020年)》确定的16个重大专项。商飞公司是中国研制大型飞机的项目主体,也是实现中国民机产业化的重要载体,也是新时期建设创新型国家的标志性工程。

他说,发展大型客机项目,对于提高我国自主创新能力、加快建设创新型国家步伐,对于带动和促进现代制造业、先进动力、新材料、信息工程、自动控制等一大批相关领域关键技术的群体突破,对于培养和造就一批具有国际领先水平航空专家和学科带头人、支撑我国航空工业长远发展,对于推进航空工业体制机制改革、满足航空市场需求、实现航空工业又好又快发展,对于转变经济发展方式、增强综合国力和竞争力都具有重大意义。

张庆伟表示,商飞公司要力争成为拥有自主知识产权和具有国际竞争力的民机制造商,让中国大型客机早日飞上蓝天。他介绍,公司近期目标主要是:通过自主创新、集成创新和引进消化吸收再创新,突破大型客机关键技术,开展大型客机研制,取得适航证并交付用户;建立健全民用飞机市场营销、研制生产、客户服务体系,形成核心能力突出、符合现代企业制度要求的航空企业;完成ARJ21支线飞机研制工作,取得适航证并交付用户,形成批量生产能力,扩大市场占有率。而远期目标则是:取得大型客机和支线飞机项目商业成功;实现民机产业化和系列化发展;开展民机维护维修、客机服务、金融租赁等相关业务,拓展民机产业链;成为拥有自主知识产权和国际竞争力的民机制造商。