

引文格式: 刘嘉, 陈靖方, 吴道明, 等. 铺层顺序对复合材料平尾缘条的强度影响研究[J]. 航空制造技术, 2025, 68(14): 130-136.

LIU Jia, CHEN Jingfang, WU Daoming, et al. Research on effect of stacking sequence on strength of composite horizontal tail spar cap[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(14): 130-136.

## 铺层顺序对复合材料平尾缘条的强度影响研究\*

刘嘉, 陈靖方, 吴道明, 张利娟

(1. 重庆航天职业技术学院, 重庆 400021;

2. 重庆大学, 重庆 400021)

[摘要] 为了研究 VARI 真空辅助成型工艺树脂基复合材料水平尾翼的铺层顺序设计方法, 获得最佳铺层方案, 建立了复合材料水平尾翼强度分析数值模型, 得到了水平尾翼铺层的初步方案。设计制造了平尾的试验件和试验夹具, 根据 CCAR—23 部第 23.423 条机动载荷条款要求施加临界载荷完成试验验证, 试验测量值与相应位置的计算值吻合度较高, 说明所建立的数值模型是有效的。基于位移和应力、应变结果对翼梁缘条开展了铺层顺序讨论, 结果表明, 在各个角度铺层占比相同的情况下, 铺层顺序对缘条全部铺层的整体应力分布影响不大, 但对最大应力值有影响, 通过铺层顺序优化研究得到了 3 层 1 组铺层最佳方案, 该方案可用于水平尾翼梁缘条的铺层设计。

关键词: 水平尾翼; 数值模型; 试验验证; 缘条; 铺层顺序

中图分类号: V258

文献标志码: A

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2025.14.130

### Research on Effect of Stacking Sequence on Strength of Composite Horizontal Tail Spar Cap

LIU Jia, CHEN Jingfang, WU Daoming, ZHANG Lijuan

(1. Chongqing Aerospace Polytechnic, Chongqing 400021, China;

2. Chongqing University, Chongqing 400021, China)

[ABSTRACT] In order to research the stacking sequence design method of resin based composite material horizontal tail in VARI molding process and obtain the optimal laminate scheme, a numerical model for strength analysis of composite material horizontal tail was established, and a preliminary plan for layering of horizontal tail was obtained. We designed and manufactured test pieces and test fixtures for the horizontal tail wing, and applied critical loads according to the requirements of article 23.423 of CCAR—23 for maneuvering loads to complete the test verification. The measured values of the test are in good agreement with the calculated values at the corresponding positions, indicating that the established numerical model is effective. Based on the displacement and stress-strain results, the optimization design of the paving sequence for the spar cap was carried out. The optimization results show that, under the same proportion of paving layers at different angles, the paving sequence had little effect on the overall stress distribution of all paving layers of the edge strip, but had an impact on the maximum stress value. The optimal plan of 3 layers and 1 group of laminating layers obtained through the sequence optimization research can be used for the paving design of the horizontal tail spar cap.

Keywords: Horizontal tail; Numerical model; Test verification; Spar cap; Stacking sequence

\* 基金项目: 重庆市教委科学技术研究计划 (KJQN202203009); 重庆市教改研究项目 (Z233140); 重庆市自然科学基金博士后科学基金 (2023NSCQ-BHX0295); 重庆市教委科技项目 (KJQN202003002)。

复合材料自出现以来,就因其高比强度、高比刚度、良好的成型加工性和材料的可设计性而受到航空航天行业的关注。经过多年的发展,复合材料的应用也从最初的次承力结构拓展到现在的主承力结构。由于复合材料层压板良好的可设计性,复合材料结构的优化设计不再仅局限于层压板铺层厚度等几何尺寸,还包括铺层方向和铺层顺序的优化设计<sup>[1-3]</sup>。水平尾翼作为飞机的主要承载部件,承受飞机定常巡航与机动飞行中的各种气动载荷,其性能直接影响飞机的飞行安全和纵向稳定性。水平尾翼不仅要有足够的强度和刚度,还要保证飞机平衡所需的安定性和操纵性<sup>[4]</sup>。复合材料水平尾翼由水平安定面和升降舵两部分构成,主要功能为控制飞机的俯仰角度,确保飞机处于最佳飞行姿态。它可以看作是一个倒置的小机翼,在飞行时能产生向下的升力,为飞机提供一个反向的力矩,使飞机能够保持水平飞行。水平安定面的构造与机翼基本相同,包括上下蒙皮、前后梁、后缘纵墙、翼肋等元件,全部为复合材料结构。

国内外学者对复合材料飞机结构优化设计进行了大量研究,桂天才等<sup>[5]</sup>基于 HyperMesh 二次开发对复合材料飞机机翼结构进行了优化设计,完成了对使用 HyperMesh 二次开发语言分析复合材料飞机机翼结构优化实用性的验证,该研究可对翼面类结构模型的快速建立提供一定参考;Jin 等<sup>[6]</sup>提出了一种大型复合材料结构的优化设计方法,这种优化方法可以使铺层顺序和厚度同时优化,并将所提出的方法用于复合材料翼盒的优化,以证明其高效性;张明明等<sup>[7]</sup>依据三明治夹心层合板理论建立了全高度机翼蜂窝状结构的近似模型,通过有限元仿真计算细致研究重点关注区域,采用基于真实模型的网格细化有限元法对关注的局部区域建模,然后对子模型进行详细分析,结合提出的分析方法对全高度蜂窝机翼结构进行仿真计算,并分析了全高度蜂窝结构的几何参数与机翼失稳破坏载荷的关系。目前国内外对飞机复合材料结构的研究主要集中在机翼、机身和中央翼等结构,对水平尾翼铺层设计与静力试验的研究相对较少。

本文针对复合材料水平尾翼结构的铺层顺序优化设计问题,首先采用 Patran 软件建立了平尾有限元数值模型,并利用 Nastran 分析软件计算了结构应力。为了验证有限元模型的准确性,设计制造了水平尾翼主承力结构试验件和试验夹具,完成试验验证,有限元结果和试验结果吻合良好。在此基础上对不同铺层顺序的水平尾翼缘条进行了内应力和层间应力分析,从静强度角度对复合材料水平尾翼缘条的铺层顺序问题进行了研究。

## 1 数值仿真

### 1.1 复合材料水平尾翼数值模型建立

复合材料水平尾翼主要由上下蒙皮、前后翼梁、后缘纵墙和 4 组加强肋等组成。

有限元数值模型的建立包括水平尾翼几何外形创建、网格划分、网格分组、赋予材料属性、约束边界条件和载荷施加 5 部分<sup>[8-12]</sup>。首先对模型进行简化处理,消除圆角、倒角等细微几何特征,保留影响平尾刚度的主要结构。上下蒙皮及翼梁等壳体采用二维四边形单元 QUADS 和三角形单元 TRIAS,共计 50107 个网格,平尾与机身连接支架采用三维六面体单元 HEX,共计 30208 个网格,半边平尾的有限元模型如图 1 所示。

为了方便在 Patran 中赋予网格材料属性,利用 Hypermesh 的 Set 工具将水平尾翼的网格划分为上蒙皮、下蒙皮、前梁、后梁、纵墙、肋板等 9 个组。水平尾翼支架与机身尾段通过螺栓连接,因此,将支架上的约束简化为固支。在进行有限元网格划分时以壳体的外表面为基准,而 Nastran 在计算时是以单元中心为基准,因此在填写蒙皮、翼梁和纵墙等铺层的材料属性卡时,使其中面向下偏移 1/2 的铺层厚度。在填写 Patran 的材料选项卡时依次建立单个纤维、树脂、嵌件等材料性能,纤维层、树脂层和嵌件层建立在同一结构网格上,以外表面为基础进行铺层设计,在 Laminated Composite 中分别选择纤维、树脂和嵌件的材料属性,以单元法线为参考进行纤维布堆叠,按照实际铺层设置每一层的厚度与角度。为了能够全面考虑水平尾翼可能遇到的各种飞行情况,给有限元模型施加平尾最严酷的载荷工况,即速度  $V=125.2$  km/h,攻角  $\alpha=-2.65^\circ$ ,然后提交 Nastran 进行求解。

### 1.2 铺层方案初步设计

飞机的水平尾翼在巡航时承受较大的气动载荷,导致作用在平尾上的气动负升力使平尾向下弯曲。平尾可视为悬臂梁、蒙皮和前后梁组成的封闭盒段在承受气

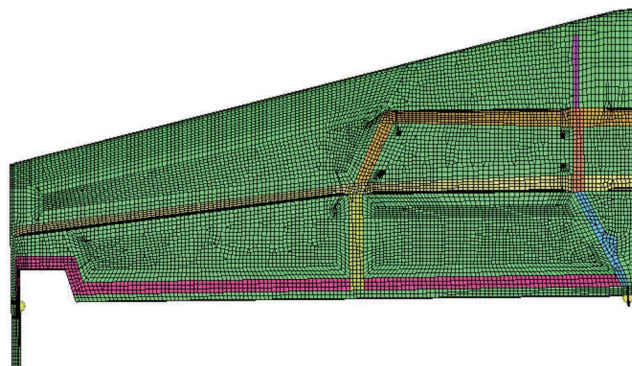


图1 水平尾翼有限元数值模型

Fig.1 Finite element numerical model of horizontal tail

动力时产生的弯矩和扭矩,其中翼身的应力分布特点是从翼根到翼尖应力值逐渐减小。因此,根据其受力特点,在进行复合材料水平尾翼设计时,蒙皮采用  $\pm 45^\circ$  铺层,翼梁缘条应  $0^\circ/90^\circ$  铺层居多,同时铺放  $\pm 45^\circ$  铺层,梁腹板采用  $\pm 45^\circ$  铺层,肋板设计为  $\pm 45^\circ$  铺层,以确保复合材料平尾在其主要受力方向具有足够的刚度和强度。水平尾翼主要结构件的初步铺层设计见表 1。

对于梁缘条区域,由于梁缘条承受主要的弯矩,根据复合材料通航飞机研制经验和铺层设计一般原则,综合考虑  $0^\circ/90^\circ$  和  $\pm 45^\circ$  铺层比例的合理分配,分析  $0^\circ/90^\circ$  铺层比例分别为 50%、66%、80% 对水平尾翼强度的影响,设置铺层失效满足条件为

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_3\sigma_3 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{44}\tau_{23}^2 + F_{22}(\sigma_2^2 + \sigma_3^2) + (2F_{22} - F_{44})\sigma_2\sigma_3 + 2F_{12}\sigma_1(\sigma_2 + \sigma_3) + F_{66}\tau_{13}^2 + F_{66}\tau_{12}^2 = 1 \quad (1)$$

式中,  $\sigma_1$ 、 $\sigma_2$ 、 $\sigma_3$  为材料 3 个方向的主应力;  $\tau_{12}$ 、 $\tau_{13}$ 、 $\tau_{23}$  分别为面内与层间剪切应力;  $F$  为张量系数,一般由层合板强度值确定,应力与变形计算结果见图 2。

由图 2 对比结果可知,3 种铺层比例下,平尾最大应力值均发生在翼梁缘条靠近根肋附近处,最大变形均发生在翼尖,应力分布云图保持一致。其中,  $0^\circ/90^\circ$  铺层占比 50% 时最大应力值为 174.96 MPa;  $0^\circ/90^\circ$  铺层占比 66% 时最大应力值为 159.16 MPa;  $0^\circ/90^\circ$  铺层占比 80% 时最大应力值为 157.72 MPa。  $0^\circ/90^\circ$  铺层比例为 50%~80% 的 3 种方案最大应力值均在许用应力范围内,  $0^\circ/90^\circ$  铺层越多,平尾的安全系数也越高,满足使用要求。当  $0^\circ/90^\circ$  铺层比例超过 66% 以上后,再增加该角度铺层,应力减小变化不明显。根据计算结果,确立了平尾翼梁缘条铺放  $0^\circ/90^\circ$  和  $\pm 45^\circ$  铺层比例的初步方案。

为了验证数值仿真的准确性,还需要进行静强度试验,通过比对测量数据与计算数据修正模型的边界约束条件和载荷施加方式,对结构的变形和应力进行测量。

表 1 平尾主要部件的铺层方式

Table 1 Laying methods of main parts of horizontal tail

结构件	铺层数	铺层角度
蒙皮	13	[+45 <sub>3</sub> /-45 <sub>3</sub> /F/-45 <sub>3</sub> /+45 <sub>3</sub> ] <sub>s</sub>
翼梁腹板	15	[+45 <sub>3</sub> /-45 <sub>3</sub> /0 <sub>3</sub> /-45 <sub>3</sub> /+45 <sub>3</sub> ] <sub>s</sub>
普通肋板	4	[+45 <sub>2</sub> /-45 <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
端部肋	7	[45 <sub>3</sub> /F/-45 <sub>3</sub> ] <sub>s</sub>
纵墙	12	[45 <sub>3</sub> /-45 <sub>3</sub> /45 <sub>3</sub> /-45 <sub>3</sub> ] <sub>s</sub>

注: 45 表示玻璃纤维布  $\pm 45^\circ$  方向铺层; 0 表示玻璃纤维布  $0^\circ/90^\circ$  方向铺层; 数字下标表示铺层层数; s 表示玻璃纤维编织布; F 表示嵌件。

## 2 复合材料水平尾翼静强度试验

### 2.1 试验材料

水平尾翼盒段上下蒙皮为玻璃纤维泡沫夹芯结构,夹芯层上下面板采用 GF01 玻璃纤维织物与 GFUS1 玻璃纤维单向带混合铺层,泡沫为 PVC 聚氯乙烯发泡板。前后翼梁缘条为 GFUS1 玻璃纤维单向带与 GF03 玻璃纤维织物混合,腹板为 GF02 玻璃纤维泡沫夹芯结构,泡沫为 PVC 聚氯乙烯发泡板。在水平尾翼翼梁与垂尾翼梁连接处,平尾翼梁腹板采用玻璃纤维嵌件进行加强,增加局部挤压强度。翼肋为 GF03 玻璃纤维织物层合板结构,后缘纵墙为 GF02 玻璃纤维织物层合板结构。平尾翼尖上下蒙皮为玻璃纤维泡沫夹芯结构,夹芯层上下面板采用 GF01 与 GF02 玻璃纤维织物混合铺层。平尾所使用的单向带、纤维和树脂材料的力学性能见表 2。

### 2.2 试验设备

试验所采用的液压作动筒为 WSNF1A084CT (西安法威普精密机械有限公司),位移传感器为 WPS-M-4000 (艾斯欧匹精密智造科技有限公司),应力测试采用 DH3816 静态应变测量系统,该系统由江苏东华测试技术股份有限公司开发生产。

### 2.3 试验方法

水平尾翼静力试验采用工字形卡板组合加载的方式进行,卡板共 6 个,从左翼尖到右翼尖将平尾划分为 6 个区域,每个区域的边界位于两个相邻的卡板中间。按照剪力与弯矩等效的原则确认每个加载卡板在弦向的位置,每处卡板的加载载荷通过合并该区域内的气动力和惯性力确定<sup>[13-14]</sup>。加载方式见图 3。

试验时,左、右平尾采用非校准机动载荷加载,根据 CCAR-23 部第 23.423 条机动载荷条款要求,对于正常类、实用类和通勤类飞机,需要进行 a 情况 (在速度为  $V_A$  时,将驾驶杆突然向前或向后移动到最大,直至驾驶员限制作用力或止动点,取二者中最临界情况) 的机动载荷试验,其剪力  $Q$ 、弯矩  $M$ 、扭矩  $T$  计算公式为

$$Q_{HT}(y) = \int_{|y|}^{\frac{b_{HT}}{2}} q_{HT}(y) dy$$

$$M_{HT}(y) = \int_{|y|}^{\frac{b_{HT}}{2}} Q_{HT}(y) dy \quad (2)$$

$$T_{HT}(y) = \int_{|y|}^{\frac{b_{HT}}{2}} T_{HT,max} \cdot \frac{l_{Schrenk,HT}(y)}{S_{HT}} dy$$

式中,  $q_{HT}(y)$  为平尾升力沿翼面展向的分布;  $b_{HT}$  为平尾的翼展长;  $T_{HT,max}$  为平尾最大低头力矩;  $S_{HT}$  为平尾的面积;  $l_{Schrenk,HT}(y)$  为平尾 Schrenk 弦长,计算公式为

$$l_{Schrenk,HT}(y) = \frac{1}{2} \cdot \left[ l_{HT}(y) + \frac{4 \cdot S_{HT}}{\pi \cdot b_{HT}} \cdot \sqrt{1 - \left( \frac{y}{b_{HT}/2} \right)^2} \right] \quad (3)$$

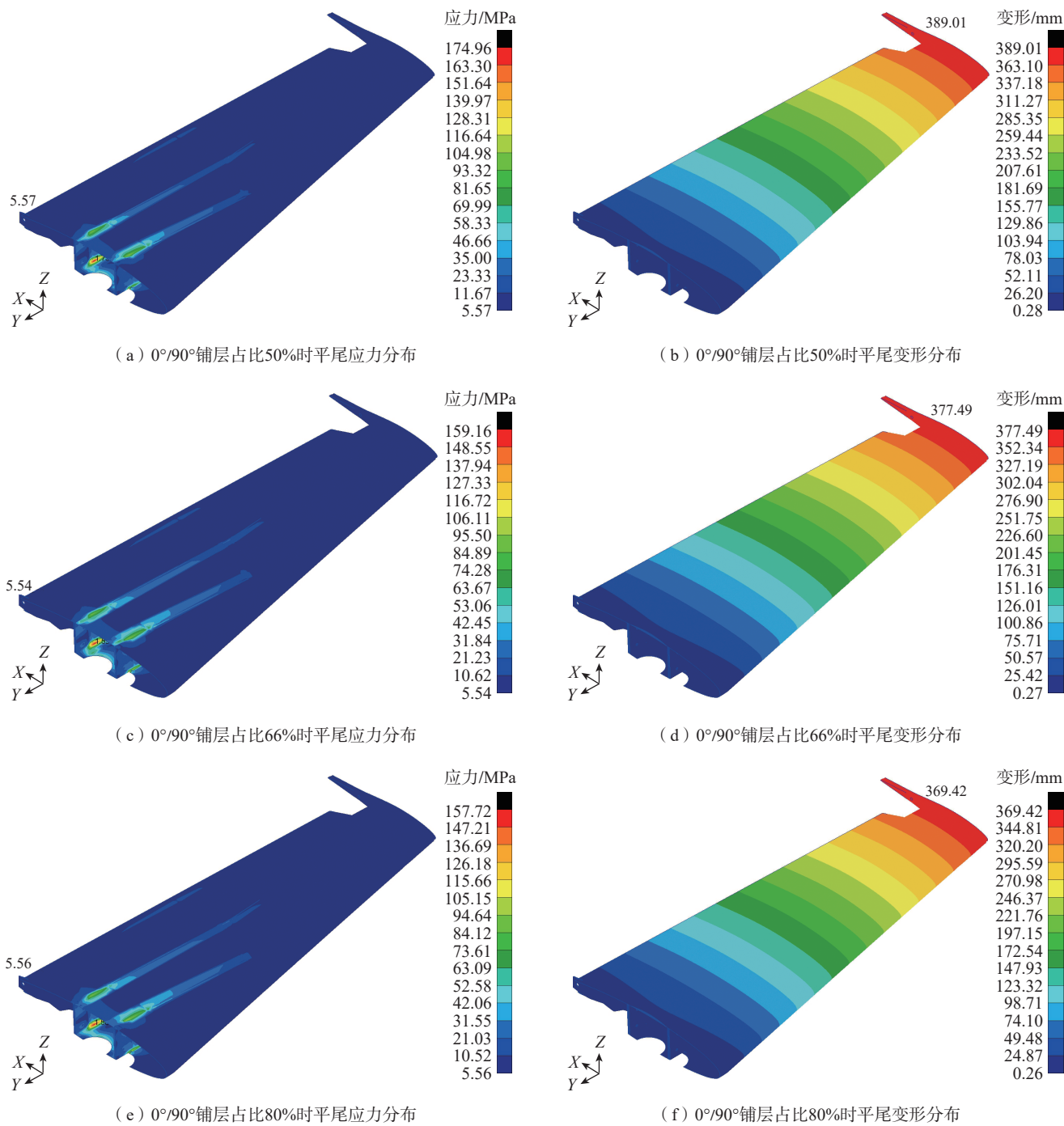


图2 水平尾翼应力分布与变形分布  
Fig.2 Stress and deformation distribution of horizontal tail

表2 单向带、纤维和树脂材料性能参数

Table 2 Material property parameters of unidirectional tapes, fibers, and resins

材料牌号	单层厚度/mm	拉伸模量/MPa	拉伸强度/MPa	剪切模量/MPa	剪切强度/MPa	泊松比	密度/(g/cm <sup>3</sup> )
单向带	0.4	31100	240	4800	40	0.32	1.58
纤维	0.3	17700	180	3800	30	0.31	1.58
树脂	—	3500	24	1800	10	0.27	1.16

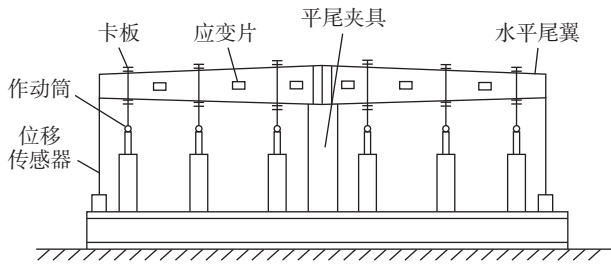


图3 水平尾翼加载方式

Fig.3 Loading method of horizontal tail

式中,  $l_{HT(y)}$  为平尾弦长, 其值为

$$l_{HT}(y) = x_{HT,TE}(y) - x_{HT,LE}(y)$$

$$x_{HT,TE}(y) = \text{interp} \left\{ \begin{matrix} 0 \\ 1460 \\ 1748 \end{matrix}, \begin{matrix} 6957 \\ 7323 \\ 7816 \end{matrix}, y \right\}$$

$$x_{HT,LE}(y) = \text{interp} \left\{ \begin{matrix} 0 \\ 470 \\ 1748 \end{matrix}, \begin{matrix} 7979 \\ 7913 \\ 7816 \end{matrix}, y \right\}$$

(4)

式中,  $x_{HT,TE}(y)$  为平尾前缘外形插值函数;  $x_{HT,LE}(y)$  为平尾后缘外形插值函数。

水平尾翼静力试验测量数据主要有翼尖变形量和关键位置应力-应变值, 通过在翼尖安装位移传感器来记录变形量。应力-应变测量通过在卡板中间区域粘贴应变花, 之后再经应力合成计算出 Von Mises 应力, 如式(5)所示。

$$\sigma_1 = \frac{E}{2} \left[ \frac{\varepsilon_{0^\circ} + \varepsilon_{90^\circ}}{1-\lambda} \pm \frac{1}{1+\lambda} \sqrt{(\varepsilon_{0^\circ} - \varepsilon_{90^\circ})^2 + (2\varepsilon_{45^\circ} - \varepsilon_{0^\circ} - \varepsilon_{90^\circ})^2} \right]$$

(5)

式中,  $\lambda$  和  $E$  分别为复合材料的泊松比和弹性模量;  $\varepsilon_{0^\circ}$ 、 $\varepsilon_{45^\circ}$ 、 $\varepsilon_{90^\circ}$  分别为应变花中应变片所在位置沿水平方向、 $45^\circ$  方向和竖直方向的应变值。试验时使用三向应变花, 可以同时测量多个方向的应力-应变, 粘贴时按图4所示要求对应编号, 贴片  $0^\circ$  方向沿主要载荷方向, 梁腹板贴片位于上下缘条之间<sup>[15]</sup>。

## 2.4 试验载荷施加

水平尾翼上的载荷为均布载荷, 为了便于加载, 在保证压心不变的情况下, 总载荷以集中力的方式进行加载, 并通过6个卡板将其分布在水平尾翼蒙皮的表面。试验采用6个液压作动筒对水平尾翼试验件施加载荷, 并通过数据采集系统记录载荷和应变数据如图5所示。

试验步骤如下:

- (1) 平尾加载前, 测量设备调零;
- (2) 使用胶将加载装备安装到平尾下蒙皮;
- (3) 检查所有加载设备的拉索是否拉紧, 调整液压作动筒, 直到测力计为0时停止;

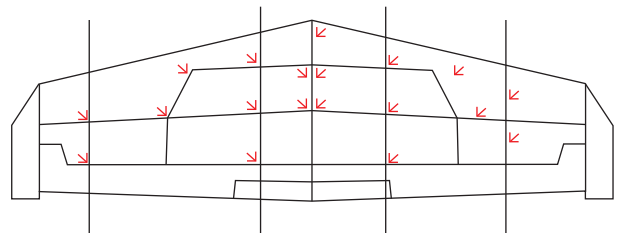


图4 水平尾翼应变花粘贴位置

Fig.4 Sticking position of strain pattern on horizontal tail



图5 水平尾翼静力试验

Fig.5 Static test of horizontal tail

- (4) 在平尾末端安装位移传感器;
- (5) 接通测量设备, 记录载荷、时间、位移;
- (6) 通过液压作动筒缓慢逐级加载, 并记录位移和应变数据;
- (7) 缓慢卸载, 直到载荷装置的拉索松弛为止;
- (8) 关闭记录仪, 关闭数采设备;
- (9) 检查试验件是否发生了损坏或变形。

将试验加载到目标载荷保持 30 s, 水平尾翼未出现异响和损坏; 卸载后, 与初始状态相比, 左翼尖变形 -8 mm, 右翼尖变形 15 mm, 初步判断是由各结构件的装配间隙引起, 变形量相对较小, 平尾未发生塑性变形。同时, 卸载后对平尾进行了目视检查, 左右蒙皮均未发现损坏情况。根据有限元分析结果和图5的试验测试结果, 平尾翼尖变形计算值为 369 mm, 试验值为 332 mm, 相差较小; 对于平尾应变测试结果, 上蒙皮有限元分析最大值和试验测量值分别为 2980  $\mu\epsilon$  和 2804  $\mu\epsilon$ , 下蒙皮有限元分析最大值和试验测量值分别为 1855  $\mu\epsilon$  和 1720  $\mu\epsilon$ , 最大值都出现在梁缘条靠近根部肋板附近。各个应变测量处的测量值与相应位置的计算值吻合度也较高, 说明有限元分析所建立的模型、边界约束条件和载荷工况是合理的。具体对比结果见图6。

## 3 水平尾翼缘条的铺层顺序讨论

根据水平尾翼静强度计算结果, 梁缘条最大应力值均在安全范围内, 考虑对缘条各子铺层的铺层顺序进行

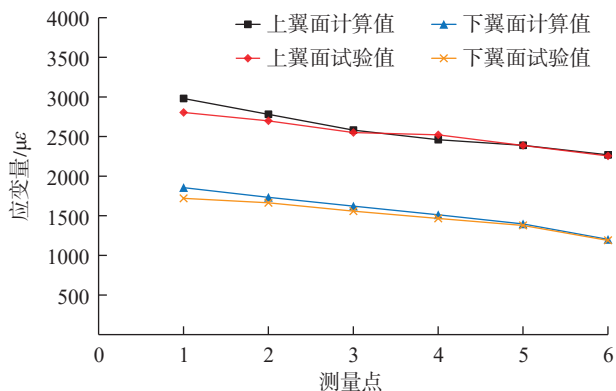


图6 应变计算值与测量值对比

Fig.6 Comparison between calculated and measurement strain

优化,使得结构安全性能更高。复合材料缘条的性能不仅受到不同角度铺层比例的影响,还受到铺层顺序的影响。各铺层的角度占比和排列顺序对层内与层间应力均有一定的影响。面内正应力会影响纤维的法向承载能力,而过大的层间应力会导致纤维分层撕裂。通过铺层顺序方案讨论,选择最优的铺层顺序和角度,可以充分利用复材力学性能可设计的优势<sup>[16-18]</sup>。

由于梁缘条铺层数较多,在进行铺层顺序优化时,考虑优化后铺层操作的可实现性,铺层方式采用缘条表面为 $0^\circ/90^\circ$ 铺层,中间由 $\pm 45^\circ$ 分开的铺层形式,为了尽量避免同角度连续铺层,选取 $0^\circ/90^\circ$ 铺层比例为80%的铺层组,在整个缘条中进行循环铺放。为了提高计算效率,将缘条铺层简化为18层与整个缘条外形具有相同尺寸形状的铺层,开展铺层顺序优化研究。根据以上原则,确定了10种铺层方案,如表3所示。

按照表3中10种方案对水平尾翼重新进行强度计算,得到水平尾翼的正应力与剪应力对比,如图7所示。

前4种铺层方案中同一铺层角度的最大连续层数为3层, $0^\circ$ 与 $90^\circ$ 铺层交替铺层,这样做是为了避免相同角度连续铺层出现应力集中和内部微裂纹,缘条表面都是 $0^\circ$ 铺层, $45^\circ$ 铺层按照由前到后的顺序设计。可以看出, $45^\circ$ 铺层铺设越早,水平尾翼的正应力和剪应力水平也越高,4种方案的应力值相差较小,方案4各向应力值最小。

后6种铺层方案中同一铺层角度的最大连续层数为2层, $0^\circ$ 与 $90^\circ$ 铺层交替铺层,同样采用表面 $0^\circ$ 铺层,而 $45^\circ$ 铺层按照由后到前的顺序设计。该6种铺层方案的正应力和剪应力水平差异不大,最大应力值均在160 MPa左右,说明采用连续层数为2层的铺层形式设计对水平尾翼应力水平的优化效果不明显。

方案4的正应力与剪应力水平均低于其他铺层方案,从静强度应力角度分析认为10组铺层设计中,

表3 铺层组方案

Table 3 Layering schemes

方案	铺层顺序
1	$[0_3/45_3/90_3/0_3/90_3/0_3]_s$
2	$[0_3/90_3/45_3/0_3/90_3/0_3]_s$
3	$[0_3/90_3/0_3/45_3/90_3/0_3]_s$
4	$[0_3/90_3/0_3/90_3/45_3/0_3]_s$
5	$[0_2/90_2/0_2/90_2/0_2/90_2/-45_2/45_2/0_2]_s$
6	$[0_2/90_2/0_2/90_2/0_2/-45_2/45_2/90_2/0_2]_s$
7	$[0_2/90_2/0_2/90_2/-45_2/45_2/0_2/90_2/0_2]_s$
8	$[0_2/90_2/0_2/-45_2/45_2/90_2/0_2/90_2/0_2]_s$
9	$[0_2/90_2/-45_2/45_2/0_2/90_2/0_2/90_2/0_2]_s$
10	$[0_2/-45_2/45_2/90_2/0_2/90_2/0_2/90_2/0_2]_s$

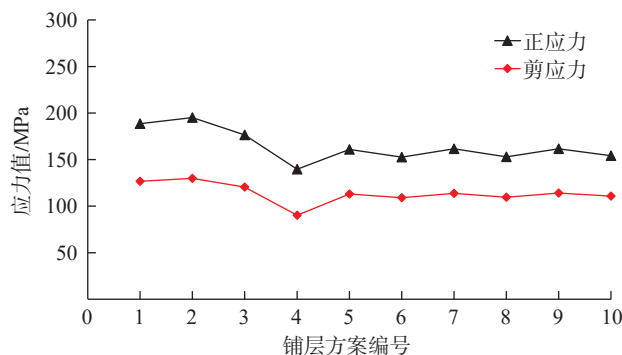


图7 10种铺层方案正应力与剪应力计算结果

Fig.7 Calculation results of normal stress and shear stress for ten layering schemes

$[0_3/90_3/0_3/90_3/45_3/0_3]_s$ 为最佳方案。这是因为缘条主要承受沿翼展方向的单向压缩或拉伸载荷,纤维方向按照受载方向进行 $0^\circ$ 、 $90^\circ$ 交替铺层,可以确保纤维的轴向与内力的拉压方向保持一致,对抵抗翼梁弯矩施加给缘条的拉压力具有较好的效果,能最大限度利用纤维较高的轴向性能。同时,增加 $45^\circ$ 铺层方向,可以改善层合板的剪切强度。

## 4 结论

以复合材料水平尾翼为研究对象,采用有限元法建立了树脂基复合材料水平尾翼的强度分析数值模型,获得了铺层比例的初步方案,同时利用电测法对水平尾翼的静强度进行试验验证。在强度计算的基础上,对复合材料梁缘条进行了铺层顺序设计,得到了铺层顺序最佳方案,主要结论如下。

(1)通过对复合材料水平尾翼进行静强度计算与

试验,得到平尾的最大应变值发生在梁缘条靠近根部肋板处,各个应变测量处的测量值与相应位置的计算值吻合度也较高,说明有限元所建立的数值模型、边界约束条件和载荷工况是合理的。

(2)通过增加 $0^{\circ}/90^{\circ}$ 铺层比例,可以提高水平尾翼梁缘条整体承载能力和刚度,采用 $0^{\circ}/90^{\circ}$ 方向铺层交替铺敷,可提高梁缘条抵抗分层的能力。

(3)在 $0^{\circ}/90^{\circ}$ 角度铺层占比相同的情况下,铺层顺序对梁缘条全部铺层整体应力分布影响较小,但对最大应力值影响较大。

## 参考文献

[1] 李军,陈祥宝.通用航空复合材料的发展现状与挑战[J].材料导报,2022,36(14):206-211.  
LI Jun, CHEN Xiangbao. Development status and challenges of general aviation composites[J]. Materials Reports, 2022, 36(14): 206-211.

[2] 蓝元沛,关志东,孟庆春.复合材料飞机结构技术成熟度评价方法[J].复合材料学报,2010,27(3):150-154.  
LAN Yuanpei, GUAN Zhidong, MENG Qingchun. Evaluation method for technology maturity of composite aircraft structure[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(3): 150-154.

[3] 王喆.复合材料平尾中央翼的强度分析与设计改进[D].南京:南京航空航天大学,2017.  
WANG Zhe. Strength analysis and design improvement of composite flat tail center wing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.

[4] 张铁纯.涡轮发动机飞机结构与系统-上-ME-TA[M].2版.北京:清华大学出版社,2017.  
ZHANG Tiechun. Turbine engine aircraft structure and system-part I-ME-TA[M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2017.

[5] 桂天才,杨文,程家林.基于HyperMesh二次开发的复合材料机翼结构优化设计[J].成都大学学报(自然科学版),2022,41(1):77-82.  
GUI Tiancai, YANG Wen, CHENG Jialin. Composite wing structural optimization design based on HyperMesh secondary development[J]. Journal of Chengdu University (Natural Science Edition), 2022, 41(1): 77-82.

[6] JIN P, SONG B F, ZHONG X P. Structure optimization of large composite wing box with parallel genetic algorithm[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(6): 2145-2148.

[7] 张明明,吴宏伟,王帅,等.蜂窝机翼结构计算与优化设计[J].机械强度,2017,39(5):1151-1157.  
ZHANG Mingming, WU Hongwei, WANG Shuai, et al. Simulation and optimization design of airfoil honeycombs structure[J]. Journal of Mechanical Strength, 2017, 39(5): 1151-1157.

[8] 陈小辉,张珩,刘明月,等.开孔碳纤维复合材料层合板的拉伸失效有限元分析[J].东北大学学报(自然科学版),2022,43(3):397-403.  
CHEN Xiaohui, ZHANG Heng, LIU Mingyue, et al. Finite element analysis of tensile failure of open-pored carbon fiber composite laminates[J]. Journal of Northeastern University (Natural Science), 2022, 43(3): 397-403.

[9] 高翔,张学习,钱明芳,等.构型化金属基复合材料有限元建

模技术[J].中国材料进展,2020,39(6):437-449.

GAO Xiang, ZHANG Xuexi, QIAN Mingfang, et al. Development of finite element modeling technique for metal matrix composites with tailored architectures[J]. Materials China, 2020, 39(6): 437-449.

[10] 周军勇,胡谦谦,李伟,等.复合材料塑料模板有限元分析及验证[J].现代塑料加工应用,2022,34(6):17-19,23.

ZHOU Junyong, HU Qianqian, LI Wei, et al. Experimental verification and finite element analysis of composite plastic formwork[J]. Modern Plastics Processing and Applications, 2022, 34(6): 17-19, 23.

[11] IVANNIKOV S I, VAHTEROVA Y A, UTKIN Y A, et al. Calculation of strength, rigidity, and stability of the aircraft fuselage frame made of composite materials[J]. Incas Bulletin, 2021, 13: 77-86.

[12] SIROMANI D. Crashworthy design and analysis of aircraft structures[D]. Philadelphia: Drexel University, 2013.

[13] 王力立,杨胜春,陈宏,等.复合材料强度准则在层合板失效预测中的适用性评估分析[J].科学技术与工程,2019,19(10):61-67.

WANG Lili, YANG Shengchun, CHEN Hong, et al. Applicability assessment and analysis of composites strength criteria in failure prediction of laminates[J]. Science Technology and Engineering, 2019, 19(10): 61-67.

[14] 任鹏,杜星.飞机强度试验大曲率弧形曲面结构加载技术及其应用[J].科学技术与工程,2021,21(10):4255-4259.

REN Peng, DU Xing. Application of large curvature curved surface structure loading technology in aircraft strength test[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(10): 4255-4259.

[15] 戴娟,汪大鹏,陈蕾,等.电测应力实验中应变片的粘贴技巧[J].湖南工程学院学报(自然科学版),2003,13(3):55-57.

DAI Juan, WANG Dapeng, CHEN Lei, et al. Sticking technique of strain gauge in electrometric stress-test[J]. Journal of Hunan Institute of Engineering, 2003, 13(3): 55-57.

[16] 冯振宇,周坤,宋山山,等.铺层角度对复合材料C型柱轴向压溃吸能特性影响分析[J].机械强度,2019,41(5):1079-1084.

FENG Zhenyu, ZHOU Kun, SONG Shanshan, et al. Effect of ply orientation on energy-absorbing characteristics of composite c-channels subject to axial compression[J]. Journal of Mechanical Strength, 2019, 41(5): 1079-1084.

[17] 樊新乾,武晓英,麻丽明,等.碳纤维复合薄壁材料的无人机机翼结构优化设计[J].塑料科技,2022,50(9):109-113.

FAN Xinqian, WU Xiaoying, MA Liming, et al. Optimization design of structure of unmanned aerial vehicle wing with carbon fiber composite thin wall material[J]. Plastics Science and Technology, 2022, 50(9): 109-113.

[18] 刘岩松,张子健,李志歆,等.铺层结构对复合材料层合板拉伸性能的影响[J].航空制造技术,2019,62(4):47-50.

LIU Yansong, ZHANG Zijian, LI Zhixin, et al. Effect of layered structure on tensile strength of composite laminates[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(4): 47-50.

通信作者:刘嘉,工程师,研究方向为飞机结构强度设计。

(责编 阳光)