

民用飞机复合材料层压板 铺层设计方法研究

Study of Composite Laminates Layup Design Method for Civil Aircraft

方芳 / Fang Fang

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

在民用飞机复合材料应用中,关键技术领域包括选材、结构设计、强度分析、制件成型及装配工艺、结构修理、适航等。针对民用飞机复合材料层压板铺层设计方法展开研究,在结构初步设计阶段运用工程方法完成结构铺层设计和尺寸设计。

关键词:层压板;结构设计;稳定性

[Abstract] The key technologies of composite material application for civil aircraft include material choosing, structure design, stress analysis, processing & assembling, structure repair, and airworthiness etc. Based on the study of civil aircraft composite laminates layup design method, the engineering method is used to complete the layup and sizing design at the primary design stage.

[Key words] Composite Laminate; Structure Design; Stability

0 引言

结构设计是指根据结构设计的原始条件,按照结构设计的基本要求,提出合理的设计方案以及进行具体的细节考虑,绘制出结构图纸,在需要时还须写出相应的技术文件,以使生产单位能根据这些数模/图纸和技术文件进行生产。

总体设计阶段时,已确定了理论外形,各部件的相对位置以及相互连接交点位置在进行结构设计时应保持它们的协调关系。结构所受到的载荷、设计方法是结构布局与结构元件尺寸设计的基本依据,飞机结构必须保证足够的强度、刚度、疲劳寿命和损伤容限设计要求。

目前,民用飞机金属结构分析方法已成体系,设计、制造技术成熟,复合材料结构相对而言各方面技术储备不足,对方法的研究更为谨慎,需有条件、有前提地采用。因此针对特定的结构确定合适的分析方法将缩减设计周期甚至大大降低设计反复的风险。

在进行民用飞机复合材料层压板结构铺层设计时,主要按复合材料加筋壁板稳定性分析方法开展。飞机结构中没有绝对的纯剪板,也没有单向的承拉/压板,对于复合受载的结构,设计师在对结构功能和传载路径进行分析后,根据工程经验忽略小载荷,结合成熟经典的设计理论和方法,布置结构并设计出具体的截面形式。下面将阐述复合材料层压板铺层设计的方法及试验验证结果,将工程假设和经验汇总成文以供全机的相似结构参考设计使用。

1 层压板屈曲分析

复合材料层压板结构设计复杂,方法多样,限制条件也各异,既有工程算法也可以应用有限元计算分析方法考核其稳定性,本文总结了常用的工程算法为结构元件设计提供支持。

另外通过编制程序将经典的复合材料层压板稳定性理论实际应用于工程设计当中。层压板刚度矩阵计算公式见参考文献[1]第2章。

1.1 铺层设计参数

目前,机体结构复合材料层压板的常用设计方法是采用对称均衡铺层,主要采用 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° 的标准铺层角。这四个铺层角一般可以满足载荷设计要求,同时也能简化分析和制造。只有在必须采用任意角以减小结构重量和/或特殊设计情况下,才使用有限数目的非标准铺层角。

基本铺层设计准则有:

(1)要有足够多的铺层,其纤维轴线与内力拉压方向一致,以最大限度利用纤维的高强度、高强度特性。

(2)应避免相同取向的铺层叠置。如难以满足此要求,则不能将4层以上取向相同的铺层叠置,以减小边缘分层现象发生。

(3)对于较厚的(一般6~16层)层压板,相邻的铺层角度变化一般不要超过 60° ,也就是说不要用 0° 和 90° ,或 45° 和 -45° 的相邻铺层,以避免固化应力产生的微观裂纹和有利于层间剪切应力的传递。

(4) 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° 四种铺层中每一种至少要占10%,以防止任何方向的基体直接受载。

(5)避免采用 90° 的层组(载荷为 0° 方向时),而用 0° 或 $\pm 45^\circ$ 的层将它隔开,以减小层间的剪切与法向应力。

1.2 四边简支正交各向异性矩形层压平板复合受载屈曲分析

(1) 单向受压

大多数情况下机体壁板分析时主要考虑某方向的主载荷,当另一垂直方向的线载荷小于主载荷的1/5(参考)时可以忽略其影响仅考虑单向受载。这种简化可以简化强度分析工作量且不影响结构安全性。

四边简支板单向受压图如图1所示,其屈曲载荷的计算公式为:

$$N_x = \frac{\pi^2 D_{22}}{b^2} \left[\frac{D_{11}}{D_{22}} \left(\frac{b}{a} \right)^2 m^2 + 2 \left(\frac{D_{12} + 2D_{66}}{D_{22}} \right) + \left(\frac{a}{b} \right)^2 \frac{1}{m^2} \right] \quad (1)$$

式中: N_x 为沿 x 方向单位长度上的压力; D_{ij} 为层压板弯曲刚度系数; m 为沿板的方向屈曲半波数; a 为板的长度; b 为板的宽度。

计算时,可取 $m=1,2,3,\dots$,计算相应的一组 N_x ,其中最小的 N_x 即为板的屈曲载荷 N_{xcr} 。

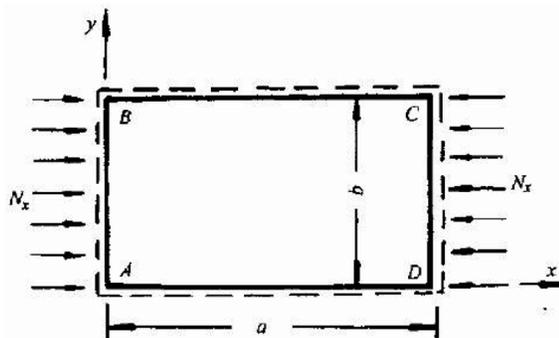


图1 四边简支单向压缩

(2) 双向受压

在 N_x 、 N_y 作用下, N_y/N_x 比值保持不变时,可用下式计算屈曲载荷,受载情况如图2所示。

$$N_x = \frac{\pi^2 D_{22}}{b^2} \left[\frac{(D_{11}/D_{22})(b/a)^2 m^2 + 2n^2(D_{12} + 2D_{66})/D_{22} + (a/b)^2 n^4/m^2}{1 + (N_y/N_x)(a/b)^2 (n/m)^2} \right] \quad (2)$$

式中: N_y 为沿 y 方向单位长度上的压力。

对于已知的比值 N_y/N_x ,取 $m=1,2,3,\dots$,及 $n=1,2,3,\dots$,由上式可计算一系列的 N_x ,其中最小的 N_x 即为屈曲载荷 N_{xcr} 。

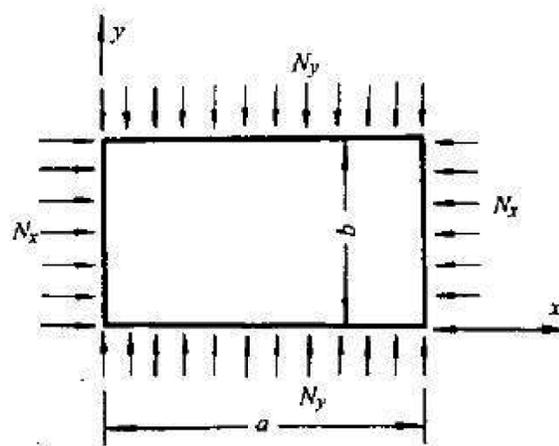


图2 双向受压

(3) 纯剪

正交各向异性矩形层压平板的剪切屈曲分析,图3中四边简支和四边固支情况下,剪切屈曲载荷计算公式均为:

$$N_{sycr} = K_s \frac{\pi^2 \sqrt{D_{11} D_{22}^3}}{b^2} \quad (3)$$

公式中 K_s 通过查图4获得。

$$\alpha = \sqrt{D_{11} D_{22}} / D_3, \quad \beta = (b/a) \sqrt[4]{D_{11} / D_{22}}, \quad D_3 = D_{12} + 2D_{66} \quad (4)$$

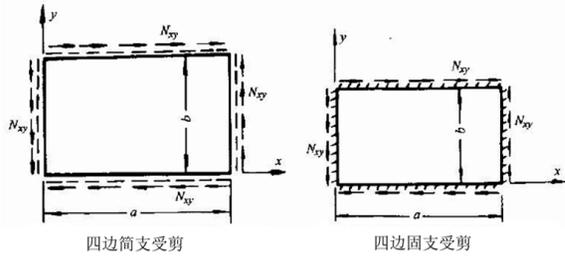


图3 矩形板受剪图示

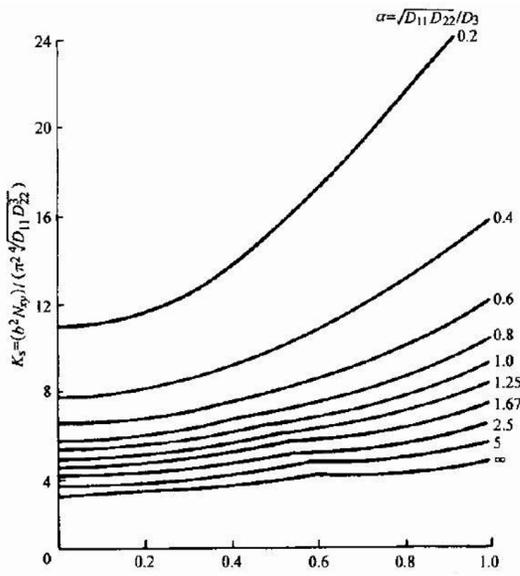


图4 四边简支板剪切屈曲系数

(4) 压剪复合

图5为单压+剪切复合受载情况,压剪复合屈曲载荷一般按下式计算:

$$R_x + R_{xy}^2 = 1 \quad (5)$$

式中, $R_x = N_x / N_{xcr}^0$, $R_{xy} = N_{xy} / N_{xyer}^0$, N_{xcr}^0 、 N_{xyer}^0 分别为单轴压和纯剪切情况的屈曲载荷。当作用载荷 N_x 、 N_{xy} 给定后, 现求出 R_x 、 R_{xy} , 可得图6中M点, 连接OM, 得与相关曲线的交点N, 则屈曲安全裕度为:

$$MS = \frac{ON}{OM} - 1 \quad (6)$$

也可用通过公式获得安全裕度, 计算如下:

$$\text{令 } A = \frac{R_{xy}}{R_x}, B = \frac{\sqrt{1+4A^2}-1}{2A} \quad (7)$$

$$\text{则 } MS = \frac{\sqrt{(1-B^2)^2+B^2}}{\sqrt{R_x^2+R_{xy}^2}} - 1 \quad (8)$$

对于平板双向拉(压)+剪切的强度校核可采用以下计算方程获得裕度:

$$MS = \frac{1}{\sqrt{R_x^2+R_y^2+R_s^2-R_x R_y}} - 1 \quad (9)$$

其中:

$$R_x = \frac{N_x}{N_{xcr}}, R_y = \frac{N_y}{N_{yer}}, R_s = \frac{N_{xy}}{N_{xyer}} \quad (10)$$

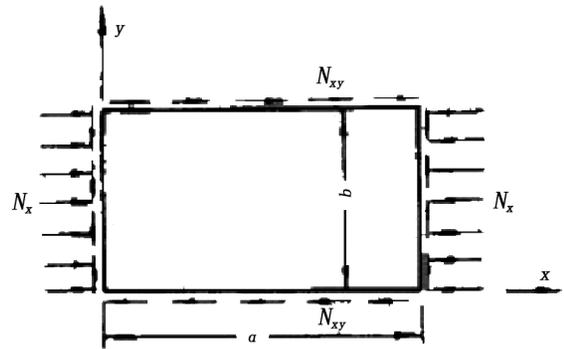


图5 压剪复合载荷作用下矩形平板

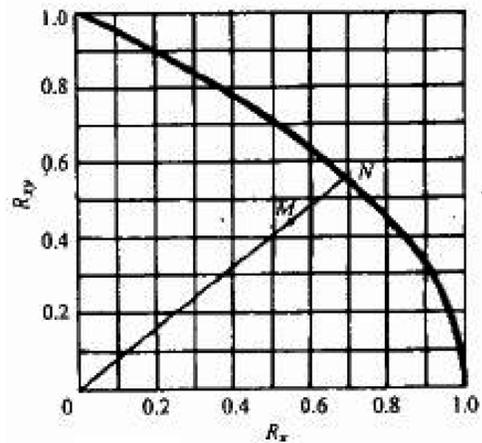


图6 压剪屈曲相关曲线

2 加强支柱刚度设计

对于高腹板梁结构为提高腹板屈曲强度, 需在中间增加加强支柱, 支柱是否可以起到应有的结构功能就需要具体的工程分析和计算。下面以T型支柱为例阐述过程。令支柱间距 $d=270.5\text{mm}$, 初步设计为“T”形剖面, 如图7所示。

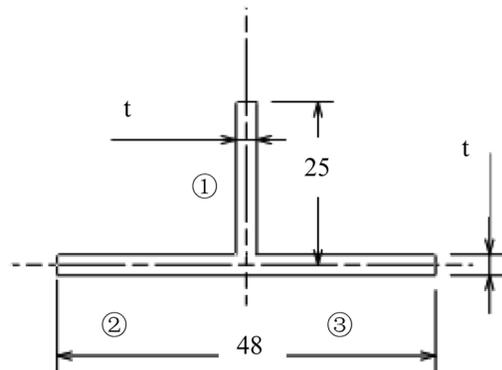


图7 展向支柱剖面特性

(1) 支柱的最小惯性矩

加强支柱应有足够的刚度。首先按金属件设计,参考文献[2]第394页公式计算:

$$I_u = \frac{0.0217dt^3}{\left(\frac{d}{h_e\sqrt{k_s}}\right)^{8/3}} = \frac{0.0217 \times 270.5 \times 3.04^3}{\left(\frac{270.5}{25\sqrt{5.35+4/(15/402.1)^2}}\right)^{8/3}} = 2076.4\text{mm}^4$$

7075-T6 包铝材料则 $EI = 71000 \times 2076.4 = 1.474 \times 10^8$

(2) 加强支柱剖面面积大于腹板剖面面积 (dt) 的 30%

$$0.3dt = 0.3 \times 270.5 \times 3.8 = 308.37\text{mm}^2$$

(3) 腹板厚度

$t = 3.8 < 4\text{mm}$, 加强支柱的厚度按参考文献[2]表 14-3 最小厚度为 2.3mm, 图 3-1 取等厚度 3.04mm。

铺层顺序 $[\pm 45/0_2/-45/90/45/0]_s$ (单层厚度 0.19mm)

层压板铺层比 4 : 5 : 1, 共 16 层, 按照参考文献[1]的公式获得加筋板等效刚度系数和等效弹性模量。

(4) 金属与复材刚度比较

7075-T6 包铝材料则 $EI = 71000 \times 2076.4 = 1.474 \times 10^8$

本铺层方案的 $EI = 8.138 \times 10^8$ ($E_x = 83199\text{MPa}, I = 9782\text{mm}^4$), 满足刚度要求。

$0.3dt = 0.3 \times 270.5 \times 3.8 = 308.37\text{mm}^2 < 404.32\text{mm}^2$ ($A = 25 \times 3.04 + 48 \times 6.84 = 404.32\text{mm}^2$, 支柱与蒙皮共固化, 该面积含部分蒙皮面积), 满足面积限制条件。

3 试验验证

上述的计算分析设计方法将通过梁腹板参数选型试验加以验证。运用该方法设计试验件, 通过分析试验结果获得结构参数和铺层设计经验。

试验件如图 8 所示, 图 9 为试验件加载示意图, 试验件夹持如图 10 所示。

按照前述屈曲分析方法, 对四边简支梁腹板的稳定性进行工程分析, 研究铺层顺序的影响, 可得以下结论: 为提高屈曲载荷, 应将 $\pm 45^\circ$ 层放于蒙皮最外层, 此时均比 0° 和 90° 置于最外层效果好; 0° 和 90° 层相比, 90° 层置于外层效果更好, 0° 层更适合于置于中面附近。

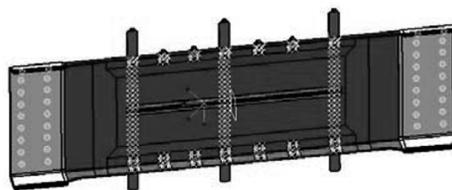


图 8 试验件内例

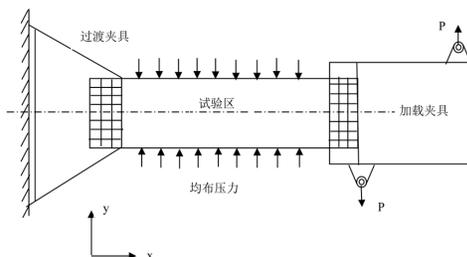


图 9 试验件加载示意图

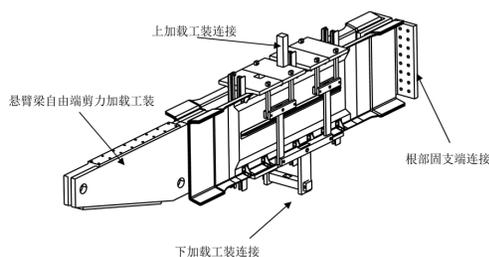


图 10 试件及总体加载与固定工装整体示意图

4 结论

应用电子表格编制分析图表, 通过改变蒙皮铺层顺序和铺层比例的方法, 研究铺层对加筋板初始屈曲能力的影响。经典理论计算分析与试验结果都能得到以下结论:

(1) 蒙皮铺层顺序不同, 加筋板的屈曲模态形状会受到影响。

(2) 为提高屈曲载荷, 应将 $\pm 45^\circ$ 层放于蒙皮最外层, 对刚阵中 [D] 矩阵影响最大。

(3) 0° 和 90° 层相比, 0° 层置于外层效果更好, 90° 层更适合于置于中面附近, 但实际上载荷提高并不是很大。

(4) 提高 $\pm 45^\circ$ 铺层比例, 初始屈曲载荷会有很大的提高。

(5) 0° 和 90° 层相比, 提高 90° 比例有利于提高初始屈曲载荷。

(6) 需控制蒙皮与长桁 (腹板和支柱) 等效刚度、柏松比的差异, 避免出现层间破坏失效模式。

(7) 板的几何尺寸、边界条件和载荷类型等因素对铺层顺序和稳定性之间的关系有影响。

总之, 对于层压板的稳定性而言, 不存在确定最佳铺层顺序的通用法则, 只能针对特定的结构和

载荷情况建立铺层顺序与稳定性之间的关系。

参考文献:

[1] 中国航空研究院编. 复合材料结构稳定性分析指南

[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.

[2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 10 册: 结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000: 748-793.

(上接第 13 页)

5 模拟器工作准备

所有参与最小离地速度(V_{MU})试飞的机组人员必须在模拟器上进行飞行技术演练。

模拟器试验必须考虑由于加速度和抬头姿态引起的油箱里燃油运动, 这种运动可以导致重心向后移动 2% ~ 4%。因此必须在模拟器模型里对该运动进行修正, 从而在重心的选择和飞行员训练方面能有更好的结果。模拟器试验内容如表 1 所示。

表 1 模拟器试验内容

阶段	试验内容
第一阶段	重心和水平安定面配平量的选择
第二阶段	建立合适的飞机抬头技巧以保证平滑的尾部触地, 感受以正确的俯仰姿态升空直到脱离地面效应所需要的杆位移。
第三阶段	训练异常情况(如: 发动机失效)的处置。

6 试飞技术

飞行员 2 负责对准跑道, 如果跑道中心线上没有指引灯, 那么可以对准跑道中心线, 否则对准偏离跑道中心线大约 5m 的地方。在试验过程中尽量避免尾撬接触到跑道中心线上的指引灯。如果有小的侧风, 飞机应偏向上风侧的跑道对准。

观察员缓慢地设定到所需推力, 同时飞行员 2 负责保持飞机沿跑道轴线。观察员喊“推力设定”, 飞行员 2 左手靠近油门杆, 准备接管操纵。

飞机速度在大约 80 节时, 飞行员 1 拉杆到底, 开始抬前轮动作。当前轮开始离地, 在目标离地速度到达之前(提前 5 节 ~ 10 节)松点杆以调整抬头速率, 从而使尾部平滑触地。初始的抬头速率必须对应相应的加速度: 对于小推重比(T/W), 抬前轮动作可以缓慢和靠后一点开始。对于大推重比(T/W), 抬前轮动作应尽早进行, 因为飞机在很短时间内加速到离地速度。

试飞工程师(FTE)向驾驶舱通报“主起落架离地”信息。离地后, 飞行员 1 将俯仰角保持在比离地时的俯仰角稍微大一点的值上(通常大 0.5°)。同时他还需小心地避免俯仰角过大, 因为在地面效应中可能存在非线性的气动特性, 会产生突然的抬头。

飞行员 2 可以修正航向或滚转姿态(扰流板不打开), 以保持飞机沿跑道轴线飞行且倾斜角接近于 0° 。

当飞机脱离地面效应后, 最小离地速度试飞结束, 典型地在 1 倍翼展无线电高度以上。同时飞行员 2 可以缓慢地增加推力, 并接管操纵, 然后可以收起起落架正常爬升。

7 数据处理方法

最小离地速度(V_{MU})试飞数据处理包括四个步骤: 首先, 根据地速, 风速/风向和场温/场压得到当量空速时间历程曲线; 其次, 根据尾撬离地高度, 俯仰姿态, 主起轮载或起落架减震支柱行程和当量空速时间历程曲线, 按照第 1 节中(1)、(2)、(4)、(5)条准则判断试验点是否合格, 如果合格, 可以判断得到离地点的当量空速值, 即为当前构型条件下的最小离地速度(V_{MU}); 再次, 根据使用和失速速度相同的修正公式换算到最前重心上; 最后, 将一个起飞构型下的所有最小离地速度(V_{MU})数据以 V_{MU}/V_{Sig} 对应 T/W 的形式进行线性拟合, 如图 1 所示。

8 结论

综上所述, 最小离地速度(V_{MU})试飞是一项高风险, 操作技巧要求严的试飞科目, 需要参试人员在前期做好充分的准备, 并且机组人员之间需要协调一致。机组人员的定义也不局限于驾驶舱内, 同时还需探索一条充分发挥试飞工程师角色和作用的道路。

参考文献:

[1] FAR 25, Airworthiness standards: transport category airplanes.

[2] AC 25-7B, Flight test guide for certification of transport category airplanes, 2011.

[3] Aircraft Performance Flight Testing, Technical Information Handbook, Wayne M. Olson, 2000.

[4] Jet transport performance methods, Walt Blake, 2009.