

③ 15-19

含预成型孔复合材料 单层板的一种设计方法

V258.3

杨运民 彭向和 陈元强

(重庆大学工程力学系, 重庆, 400044; 第一作者 31岁, 男, 讲师, 硕士)

摘要 基于有限元应力分析和强度准则以及纤维连续绕过孔边的约束条件, 对含孔纤维增强复合材料单层板的纤维取向和密度分布进行迭代设计, 结果表明: 在平均纤维含量不变的条件下其拉伸强度取得较大幅度的提高。此研究结果可进一步用于含孔复合材料层合板的设计。

关键词 复合材料; 强度 / 结构仿生
中国图书资料分类法分类号 V258.3

单层板

航空用材料

0 引言

由于复合材料具有高的比强度和比刚度以及耐腐蚀等优点, 在许多工程领域中有重要应用。然而复合材料层合板对于在孔边和切口处存在的应力集中非常敏感, 而大多数的工程结构不可避免地包含有这类孔边和切口, 例如铆接孔、走线孔及装配和维修用孔等等。因此, 含孔复合材料层合板的强度问题一直受到人们的重视。Lekhnitskii 对受复杂面内载荷的含椭圆孔各向异性层合板应力分布给出了一个复变函数解析解^[1]。S. C. Tan 基于 Lekhnitskii 的解析解以及首层破坏的 FPF 的强度准则分析了受复杂面内载荷的含椭圆孔各向异性层合板的拉伸强度, 很好地拟合了实验结果^[2]。Ireman 利用一种特殊的实验装置对含孔层合板施加复杂的面内载荷取得实验数据并利用有限元应力分析及点应力准则 PSC 和损伤区域准则预测了受复杂面内载荷的含孔各向异性层合板的强度, 与实验结果吻合较好^[3]。

迄今为止的研究都针对钻孔层合板的。值得注意的是 Cunderson 在对昆虫外骨骼的研究中发现其管道类似于人造复合材料材料中的钻孔连接, 但孔洞周围纤维是连续的, 即纤维没有断头而是紧挨孔边绕过^[4], 他们模仿了这一现象。结果在碳/环氧多层复合材料孔洞试件中, 有连续纤维预成孔的仿生试件比传统试件拉伸强度提高达 39%^[5]。重要的是采用纤维绕孔工艺可以避免人为的纤维不连续以及由此造成的附加损伤, 同时可以更合理地对复合材料中纤维取向和密度分布进行设计以达到提高材料承载能力和减少纤维用量的目的, 对复合材料在工程中尤其是对于航空航天等高技术工程领域中的应用具有重要意义。

1 基本方程及强度准则

设纤维材料的杨氏模量, 剪切弹性模量和泊松比分别为 E_f, G_f 和 ν_f , 基体材料的混合物的杨氏模量, 剪切弹性模量和泊松比分别为 E_m, G_m 和 ν_m , 纤维和基体分别具有体积分数 V_f 和 V_m , 满足 $V_f + V_m = 1$ 且纤维和基体的拉伸强度分别为 σ_f 和 σ_m , 则根据复合材料的细观力学分析方法, 有如下混合物法则:

$$\text{纵向拉伸的弹性模量: } E_1 = E_f V_f + E_m (1 - V_f)$$

$$\text{横向拉伸的弹性模量: } E_2 = \frac{E_f E_m}{E_m V_f + E_f (1 - V_f)}$$

$$\text{面内剪切的弹性模量: } G_{12} = \frac{G_f G_m}{G_f (1 - V_f) + G_m V_f}$$

$$\text{泊松比: } \nu_{21} = \nu_f V_f + \nu_m (1 - V_f)$$

$$\text{纵向拉伸强度: } X_t = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f)$$

由于基体强度一般小于纤维强度, 在界面结合良好的假设下, 可将复合材料的模向拉伸强度和面内剪切强度分别取为:

$$\text{模向拉伸强度 } Y = \sigma_m \quad \text{面内剪切强度 } S_c = \tau_m$$

即不考虑纤维存在对复合材料模向拉伸强度和面内剪切强度的影响且认为模向拉伸及面内剪切时, 破坏只发生在基体内, 显然这是偏于保守的。式中 τ_m 为基体的剪切强度。

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

$$\text{其中 } Q_{11} = \frac{E_1}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})}, Q_{12} = \frac{E_1\nu_{12}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})}, Q_{22} = \frac{E_2}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})}, Q_{66} = G_{12}$$

对于任意角度铺设纤维的单元采用如下转轴公式把主方向刚度转为整体坐标系下刚度:

$$\begin{Bmatrix} \overline{Q}_{11} \\ \overline{Q}_{22} \\ \overline{Q}_{12} \\ \overline{Q}_{66} \\ \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{26} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} m^4 & n^4 & 2m^2n^2 & 4m^2n^2 \\ n^4 & m^4 & 2m^2n^2 & 4m^2n^2 \\ m^2n^2 & m^2n^2 & m^4 + n^4 & -4m^2n^2 \\ m^2n^2 & m^2n^2 & -2m^2n^2 & (m^2 - n^2)^2 \\ m^2n & -mn^3 & mn^3 - m^2n & 2(mn^3 - m^2n) \\ mn^3 & -m^2n & m^2n - mn^3 & 2(m^2n - mn^3) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} Q_{11} \\ Q_{22} \\ Q_{12} \\ Q_{66} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

其中 $m = \cos(\theta), n = \sin(\theta), \theta$ 为纤维方向

即得整体坐标系下本构关系:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

这样便可以形成单元刚度矩阵, 进行有限元应力分析。得到单元应力以后, 利用应力转轴公式得到正轴应力:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

强度计算中采用了工程上广泛使用的蔡-希尔强度准则：

$$\frac{\sigma_1^2}{X_t^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_t^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S_c^2} \leq 1 \quad (5)$$

引入强度比(安全系数) R , 可将上式表示为：

$$\left(\frac{\sigma_1^2}{X_t^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_t^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S_c^2} \right) R^2 = 1 \quad (6)$$

由此可求得：

$$R = \left(\frac{\sigma_1^2}{X_t^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_t^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S_c^2} \right)^{-1/2} \quad (7)$$

2 纤维增强矩形含孔单层板纤维取向与密度分布的一种设计方法

绕孔复合材料单层板是非均匀和各向异性的, 其任一点处纤维的密度和方向都是可变的设计变量, 如何求得最优分布是一个复杂的多变量最优化问题, 当结构被离散时, 其设计变量可达数百个甚至更多。用传统的最优化方法进行优化设计是十分困难的, 因此, 我们采用了迭代调整的设计方法。其基本思路是应力大的区域采用较大的纤维密度, 并且使各单元的纤维取向与第一主应力方向尽量重合, 以充分发挥纤维拉伸强度高的优点以提高纤维的利用率。具体作法是在每次进行有限元应力分析后, 调整模型中各单元的纤维密度和取向, 以逐步向理想值逼近。

对于受均布拉伸载荷的含孔复合材料矩形单层板试件, 我们采用了图 1 所示的有限元网格模型, 总计有 281 个单元 319 个结点。对在两端采用面内拉伸时板内应力分布及其纤维取向与密度分布进行了迭代优化。由于对称, 仅取其 1/4 部分进行分析。有关载荷与位移约束见图 1, 设计变量就是 281 个单元纤维密度和取向。材料选用玻璃纤维/环氧树脂复合材料, 不同纤维密度单元的主方向材料常数由混合法则确定。

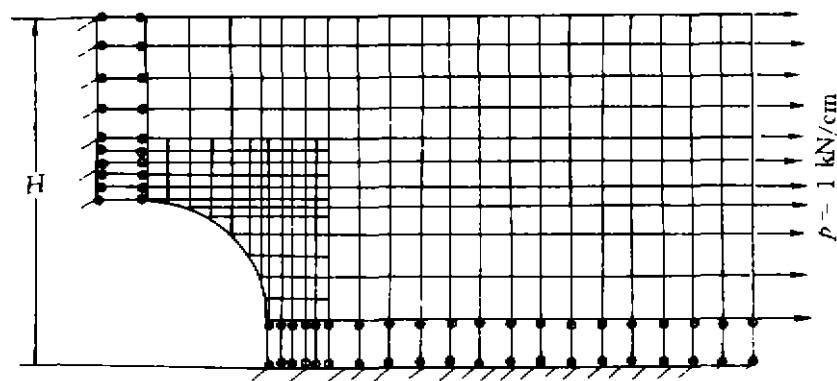


图 1 有限元计算的网格模型

我们采用下式调整纤维密度以使其逐步逼近最佳分布:

$$V_i = \frac{\sigma_x V \bar{V}}{p} \quad (8)$$

其中, $V \bar{V}$ 为层合板整体的平均纤维含量, σ_x 为单元应力在拉伸方向的分量, p 为施加的均布拉伸外载荷集度, V_i 为调整后的单元纤维含量。由此得到的密度分布保证了在调整中每个截面上纤维总量保持不变。不难看出, 对任意横截面由静力平衡条件, 其应力分布满足:

$$\int_R^H \sigma_x dy = PH \quad (9)$$

所以

$$\int_R^H V_i dy = \int_R^H \frac{\sigma_x V \bar{V}}{p} dy = \frac{PH}{p} V \bar{V} = const$$

玻璃纤维 / 环氧树脂复合材料的有关材料常数见表 1.

	MPa				
	拉伸模量	剪切模量	泊松比	拉伸强度	剪切强度
E 玻璃纤维	73800	30750	0.2	3510	
环氧树脂	3500	1400	0.4	80	28

为保证计算过程稳定地趋于理想值, 我们引入折减因子 β 并采用下式对每单元的纤维取向进行调整:

$$\theta = \theta_0 + \beta(\varphi - \theta_0) \quad (0 < \beta < 1) \quad (10)$$

其中, θ_0 为前一次调整后的纤维取向, φ 为本次应力分析得到的单元第一主应力方向, θ 为本次调整后的纤维取向。计算表明, β 的引入有效地避免计算过程的震荡, 使结果平稳地趋近于最优值。

3 计算结果和讨论

利用上述迭代设计方法, 我们从纤维取向为零度且密度不变的钻孔单层板的应力分析出发, 对整体纤维含量为 25% 的 E 玻璃纤维 / 环氧树脂含孔复合材料单层板, 在面内两侧受

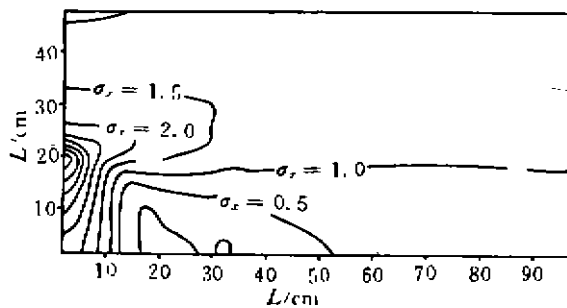


图 2 钻孔结构的应力 σ_x 分布

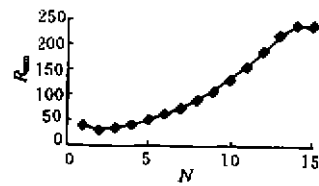


图 3 迭代过程中次数 N 与最小强度比 R 的关系

单向均匀拉伸时(见图 1) 的纤维取向和密度分布进行设计。图 2 为按传统方法生产的单层板之 σ_x 的分布, 计算表明 σ_x 的分布在孔边区域变化十分剧烈, 存在严重的应力集中。在此基

基础上开始进行迭代设计, 图 3 为在多次迭代过程中最危险点强度比随迭代次数 N 的变化。不难看出, 开始时, 钻孔结构最小强度比 R_{\min} 为 38.5, 迭代过程中强度比有个小幅的下降, 之后迅速增加, 迭代次数达到 14 次时最危险点强度比达到最大值 239, 然后开始非常缓慢的减小并趋近于稳定。这表明本文提出的方法具有较好的收敛性和数值稳定性。图 4 给出了迭代 15 次后的纤维密度分布, 该结果便可以为工艺人员设计含孔复合材料单层板提供依据。

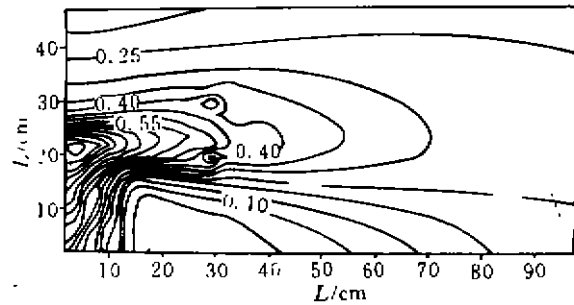


图 4 迭代 15 次后的纤维密度分布与流线

这些计算结果表明, 按作者提供的方法进行仿生绕孔设计可大幅提高含孔构件的承载能力, 这在工程实际中尤其是航空航天等高科技领域中具有重要的应用意义。利用这种方法设计出的单层板进一步加工为含孔复合材料层可望提高层板的综合承载能力。

参 考 文 献

- 1 Lekhnitskii S G. Anisotropic Plates, Gordon & Breach Press, 1968; 1
- 2 Tan S C. Notched Strength Prediction & Design of Laminated Composites under In-Plane Loading J. of Composite Materials, 1987, 21(8): 750~780
- 3 Ireman T, Erikson I. Strength of Composite Laminates Containing Holes and Subjected to Complex Loading Condition J. of Composite Materials, 1997, 31(12): 1 214~1 248
- 4 Cu . lerson S, Schiavone R. The Insect Exoskeleton, A Natural Structure Composite JOM, 1989, 41(11): 60~62
- 5 Cunderson The Use of Preformed Holes for Increased Strength and Damage Tolerance of Advanced Composite, In: Proc. Amer. Soc. Comp, 1992. 461~465

A Design Method for Composite Ply Containing Preformed Hole

Yang Yunmin Peng Xianghe Chen Yuanqiang

(Department of Engineering Mechanics, Chongqing University)

ABSTRACT A iteration method for the orientation and the distribution of fibers in a composite ply with a pre-formed hole is proposed, which is based on the FEM analysis and the corresponding criterion of strength and continuous condition of fibers. It is shown that, there is marked increase of the load carrying capability compared with that of the ply with a drilled hole. The obtained result can further be extended to the design of composite laminate with pre-formed holes.

KEYWORDS structure biomimetics; composite; strength