

文章编号: 1674-8190(2023)05-070-08

基于等基因序列双重随机遗传算法的 复合材料铺层优化

常亮, 聂小华, 罗利龙, 田利临
(中国飞机强度研究所 十室, 西安 710065)

摘要: 复合材料铺层优化中常用的各种遗传算法较难同时综合考虑表面 45°、分层比例、连续铺层数限制等复杂工程约束问题, 基于此, 提出一种针对复合材料层压板的等基因序列双重随机遗传算法, 在交换和突变算子中引入双重随机算法以保证优化迭代中基因序列的严格相等, 基于 SABRE 软件实现该优化算法, 并通过算例验证算法的正确性。结果表明: 该算法可满足均衡性、对称性、表面 45°、连续铺层数限制、铺层比例等复杂工程约束, 有较高的可靠性与工程适用性。

关键词: 复合材料层压板; 优化设计; 遗传算法; 等基因序列; 双重随机算法; SABRE 软件

中图分类号: V257

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.05.09

The isogenic sequence double random genetic algorithm used in composite ply optimizations

CHANG Liang, NIE Xiaohua, LUO Lilong, TIAN Lilin
(The 10th Department, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: Aiming at various genetic algorithms commonly used in composite layer optimization, it is difficult to comprehensively consider complex engineering constraints such as surface 45°, layering ratio, and continuous layer number limit, in this paper, an isogenic sequence double random genetic algorithm is proposed for composite laminates. The introduction of double random algorithms in the exchange and mutation operators ensures the strict equality of gene sequences in the optimization iteration, and based on the SABRE software the optimization method is realized, and the correctness of the algorithm is verified through numerical examples. The results show that the proposed algorithm can fit complex engineering constraints such as balance, symmetry, surface 45°, continuous ply number limit, ply ratio, etc., and has high reliability and engineering applicability.

Key words: composite laminated structure; optimization design; genetic algorithm; isogenic sequences; double random algorithm; SABRE software

收稿日期: 2022-08-26; 修回日期: 2022-12-15

基金项目: 国家重点研发计划(2021YFB3302300)

通信作者: 常亮, changliang4201@aliyun.com

引用格式: 常亮, 聂小华, 罗利龙, 等. 基于等基因序列双重随机遗传算法的复合材料铺层优化[J]. 航空工程进展, 2023, 14(5): 70-77.

CHANG Liang, NIE Xiaohua, LUO Lilong, et al. The isogenic sequence double random genetic algorithm used in composite ply optimizations[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(5): 70-77. (in Chinese)

0 引言

飞机结构设计的发展理念一直与性能优越的新材料密切相关,先进复合材料具有比强度、比刚度高,性能可设计和易于整体成型等许多优异特性,在航空、航天领域的结构设计中得到越来越广泛的应用^[1-4]。但与金属结构相比,对复合材料层合板结构进行设计时会面临铺层优化的特殊问题,而当使用铺层角度作为变量时,又会出现目标函数非凸、多个局部极值和设计变量多等难题,采用传统的优化手段很难进行求解^[5]。

目前,多采用启发式算法(Heuristic Algorithm)来求解复合材料层合板的铺层顺序问题。例如,M. K. Singha等^[6]采用遗传算法对复合材料层合板的热屈曲性能进行了优化设计;薛程等^[7]基于遗传算法进行考虑了强度约束、颤振约束的复合材料气弹剪裁优化,有效地降低了结构重量;耿发贵等^[8]基于瞬态动力学理论和遗传优化算法,以提高抗冲击损伤能力为优化目标对复合材料气瓶的铺层顺序进行优化,有效提高了复合材料结构的抗冲击能力;韩庆等^[9]基于遗传算法对复合材料泡沫夹层板进行铺层优化设计,优化后的结构重量降低了38%;孟毛毛等^[10]分析了复合材料铺层比例、铺层顺序对层合板连接结构损伤特性的影响,并基于ABAQUS软件进行了二次开发。还有一些研究人员采用了遗传算法、模拟退火算法、神经网络算法等不同方法来求解复杂约束下的铺层问题^[11-18]。

在实际工程应用中,复合材料铺层顺序的确定是一个兼顾强度、刚度、稳定性、损伤阻抗和制造工艺等各种性能要求的折衷结果,体现在设计准则中是要求铺层必须满足均衡性、对称性、表面45°、连续铺层数限制、铺层比例限制等要求^[19-21]。现有的改进遗传算法大多是通过不同策略来减少遗传代数,从而提高优化效率,未能同时综合考虑表面45°、分层比例、连续铺层数限制等复杂的工程约束。

本文针对复杂工程约束下的复合材料层合板铺层优化问题,在传统遗传算法的基础上,提出一种等基因序列双重随机遗传算法(Isogenic Sequence Double Random Genetic Algorithm,简称ISDGA),在交换和突变操作中均引入随机算子,通过在适应度函数中引入连续铺层罚函数、相邻

铺层角罚函数等来满足复杂工程约束,并基于自主研发的CAE软件SABRE实现该优化方法。

1 问题描述

复合材料层合板结构优化的目标一般为抗屈曲能力最高,对于蒙皮、长桁类受压构件一般要求抗压缩屈曲能力最高,对于腹板类受剪构件一般要求抗剪切屈曲能力最高,本文按工程中常用的稳定性计算公式进行屈曲临界载荷计算。铺层优化涉及到多个变量和多类约束,工程设计中一般按分级优化思想分别调整铺层总厚度、各分层比例和铺层顺序,因此铺层顺序优化时通常不改变层合板单层数量和各分层比例,仅调整层合板的铺设顺序。

铺层优化中考虑的约束因素有:

1) 均衡对称铺设原则

结构一般应设计成均衡对称层合板形式,以避免弯曲与平面膜应力、面内法向和剪切之间的耦合而引起固化后的翘曲变形。

2) 铺层定向原则

单向铺层角度类型应尽量少,以减少设计和制造的工作量。一般多选择0°、90°和±45°等4种铺层方向。

3) 铺层最小比例原则

对0°、90°、±45°铺层组成的层合板,其任一方向的最小铺层比例应大于等于6%~10%,以防任何方向的基体直接受载。

4) 连续铺层原则

同方向连续铺设的铺层组内不超过4层,以减少层间应力,避免树脂过早开裂。

5) 相邻铺层间夹角最小原则

层压板各种方向的铺层应尽量交错铺设,相邻铺层间夹角尽量不大于60°,尽量避免用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。

6) 表面铺设±45°原则

对于暴露在外的层压板,在表面铺设±45°层,将具有较好的使用维护性,也可以改善层压板的抗压缩和抗冲击破坏性能。

因此,对于层数为 n 的复合材料层压板,如果各层的铺层角为 $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \dots, \alpha_n$ 的一个排列,那么要使层压板的抗屈曲能力最大,复合材料铺层顺序优化数学模型如下:

求 $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$, 使得:

$$\begin{cases} \min & -f(X) \\ \text{s.t.} & X \in \{A | \alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n\} \\ & \sum A_i^{(k)} = A_i \quad (i = \alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n) \\ & G(X) \leq 0 \\ & H(X) = 0 \\ & X^l \leq X \leq X^u \end{cases} \quad (1)$$

式中: X 为设计变量向量; $f(X)$ 为层压板的屈曲载荷; A 为层压板的铺层角集合; $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n$ 一般为 $0^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 90^\circ$; A_i 为某个铺层角分层数量, 要求在优化迭代中保持数量不变; $G(X)$ 和 $H(X)$ 分别为工程中各类不等式约束和等式约束。

2 经典层压板与遗传算法理论

2.1 复合材料经典层压板理论

经典层合板如图 1 所示。

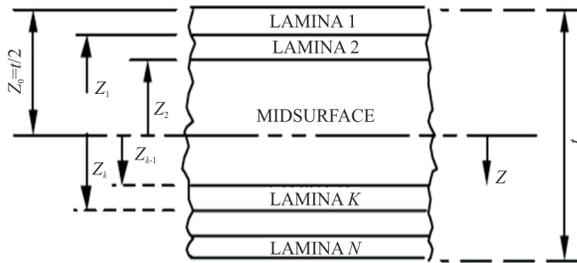


图 1 经典层合板示意图

Fig. 1 Classic laminate schematic

根据经典层压板理论, 层压板内力与应变关系:

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon^0 \\ K^0 \end{Bmatrix} \quad (2)$$

式中: N, M 为单位长度的力、力矩; ϵ^0 为板中面的应变; K^0 为板中面的曲率; A, B 和 D 分别是拉伸刚度、耦合刚度和弯曲刚度矩阵。

矩阵中各元素计算公式为

拉伸刚度矩阵:

$$A = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (Z_k - Z_{k-1})$$

耦合刚度矩阵:

$$B = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (Z_k^2 - Z_{k-1}^2)$$

弯曲刚度矩阵:

$$D = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (Z_k^3 - Z_{k-1}^3)$$

式中: n 为层合板层数; \bar{Q}_{ij} 为单层板偏轴刚度矩阵。

2.2 复合材料层合板屈曲分析

飞机的蒙皮、壁板、腹板隔框等结构, 最常见的失效模式为受压缩、剪切载荷下的屈曲, 屈曲分析的目的是求解结构件的屈曲临界载荷和屈曲模态, 以控制结构失效。特别对受力严重的主承力构件和气动外形要求严格的构件, 在限制载荷下不允许发生屈曲。

按照工程中常用的稳定性校核公式, 单轴受压情况下屈曲载荷的计算公式:

$$N_x = \frac{\pi^2 D_{22}}{b^2} \cdot \left[\frac{D_{11}}{D_{22}} \left(\frac{b}{a} \right)^2 m^2 + 2 \times \left(\frac{D_{12} + 2D_{66}}{D_{22}} \right) + \left(\frac{a}{b} \right)^2 \frac{1}{m^2} \right] \quad (3)$$

式中: N_x 为单位长度上轴压屈曲载荷; m 为沿板的方向屈曲半波数。

一般, 对于长板 ($a/b \geq 4$) 时, 即可近似地按公式(4)计算四边简支层压板的轴压屈曲载荷。

$$N_{xcr} = \frac{\pi^2 \sqrt{D_{11} D_{22}}}{b^2} \left[K - 2 \times \left(1 - \frac{D_{12} + 2D_{66}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} \right) \right] \quad (4)$$

式中: K 为剪切屈曲系数。

受剪切载荷情况下屈曲载荷的计算公式:

$$N_{xycr} = K_s \frac{\pi^2 \sqrt[4]{D_{11} D_{22}^3}}{b^2} \quad (5)$$

式中: K_s 为剪切屈曲系数。

2.3 传统遗传算法

遗传算法是基于自然选择和基因遗传学原理产生的一种智能优化搜索算法, 主要思想是利用生物进化过程中“适者生存”的规律, 模仿生物进化过程中的遗传与变异机制, 对优化问题解空间个体进行唯一对应的编码, 然后对编码后的种群进行遗传操作(如选择、交叉、变异等), 通过不断优化迭代从新种群中寻找最优解。

采用遗传算法优化可较好地解决复合材料层板优化目标函数难求导、决策变量值难确定等问题, 通过采用概率搜索技术和适应度函数的方法, 能有效地把搜索范围控制在适应度较高的范围内, 提高搜索效率。

3 等基因序列双重随机遗传算法

针对常用的遗传算法难以同时全面考虑复杂的工程约束、交叉/变异等操作会改变复合材料分层比例(即 0° 、 45° 、 -45° 、 90° 各角度的层数占总层数的比例)等问题,在传统遗传算法优化方法的基础上提出等基因序列双重随机遗传算法,按压缩和剪切分别建立基本适应度函数,在此基础上引入连续铺层罚函数、外表面 $\pm 45^\circ$ 罚函数和相邻铺层角罚函数来保证优化结果的工程适用性。在基本遗传算子上引入交换算子来代替传统的交叉算子,在交换和突变过程中引入针对自身基因序列的双随机算法,来保证优化中复合材料分层比例保持严格不变,算法具有较好的收敛性。

3.1 遗传编码

对于复合材料层合板,遗传编码的基因串中应包含铺层角度和铺层顺序等参数的信息。工程常见的铺层角包括 0° 、 45° 、 -45° 、 90° 四种,对应的编码如表 1 所示。如铺层为 $[45/-45/0/-45/0/45/90/0]$ 对应的编码为 $[1/2/0/2/0/1/3/0]$ 。

表 1 复合材料层合板遗传编码
Table 1 Composite laminate genetic coding

编码	对应铺层角
0	0°
1	45°
2	-45°
3	90°

3.2 适应度函数及罚函数处理

1) 受压载荷下基本适应度函数

对于蒙皮、长桁类受压缩构件,按四边简支正交各向异性层压平板受单轴载荷情况临界屈曲载荷的计算公式(式(6))建立适应度函数。优化铺层顺序时,取公式中与铺层顺序有关的变量,建立受压载荷下基本适应度函数:

$$F_{\text{压}}(\mathbf{X}) = \sqrt{D_{11}D_{22}} + (D_{12} + 2D_{66}) \quad (6)$$

2) 受剪载荷下基本适应度函数

对于腹板类受剪切构件,采用四边简支正交各向异性层压平板临界屈曲载荷的计算公式(式(7))建立适应度函数。优化铺层顺序时,取公式

中与铺层顺序有关的变量,建立受剪切载荷下基本适应度函数:

$$F_{\text{剪}}(\mathbf{X}) = \sqrt[4]{D_{11}D_{22}^3} \quad (7)$$

3) 连续铺层罚函数

连续铺层会显著增加层间法向应力和剪切应力,从而导致层合板自由边附近产生微裂纹和分层现象,因此工程中应尽量避免相同角度的铺层连续出现,连续相同的铺层建议不超过 4 层。

因此,在铺层优化时引入连续铺层的罚函数 $P_{\text{conti}}(\mathbf{X})$,如图 2 所示。

$$P_{\text{conti}}(n_{\text{conti}}) = \begin{cases} 1.0 & (n_{\text{conti}} = 1) \\ 0.8 & (n_{\text{conti}} = 2) \\ 0.1 & (n_{\text{conti}} = 3) \\ 0.0 & (n_{\text{conti}} \geq 4) \end{cases} \quad (8)$$

式中: n_{conti} 为铺层角相同的连续铺层数。

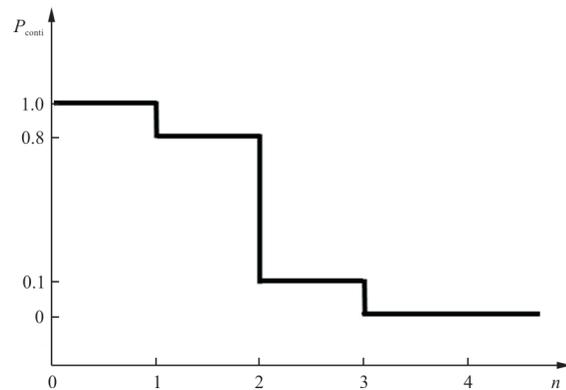


图 2 连续铺层的罚函数分布

Fig. 2 Penalty function distribution for consecutive layers

4) 外表面 $\pm 45^\circ$ 罚函数

在大多数情况下,通过在外表面上铺设 $\pm 45^\circ$ 层,可以最大程度地提高复合材料层合板的抗屈曲特性。在表面添加 $\pm 45^\circ$ 层会显著增加 D_{66} 的值,对屈曲特性的影响大约是表面铺设 0° 或 90° 层的四倍左右。

因此,在铺层优化时引入连续铺层的罚函数 $P_{\text{out}}(\mathbf{X})$:

$$P_{\text{out}}(\mathbf{X}) = \begin{cases} 1.0 & (\text{外表面为 } \pm 45^\circ) \\ 0.1 & (\text{其他情况}) \end{cases} \quad (9)$$

5) 相邻铺层角罚函数

复合材料层合板结构由于相邻铺层角不同,导致泊松比的差异,会在受载或者热成型时产生层间应力,降低复合材料的强度。因此在设计中,相邻铺层角较小的设计可降低层间应力,如在

+45°层和-45°层之间用0°层或90°层隔开,在0°层和90°层之间用+45°层或-45°层隔开。

因此,在铺层优化时引入连续铺层的罚函数 $P_{nei}(\mathbf{X})$:

$$P_{nei}(\mathbf{X}) = \frac{(n-1) \times 45}{\sum_{k=1}^{n-1} |\phi_k|} \quad (10)$$

式中: ϕ_k 为复合材料第 k 层与上一层之间的夹角; n 为铺层数。

最终,适应度函数 $F(\mathbf{X})$ 取:

$$F(\mathbf{X}) = F_{base} \times P_{conti}(\mathbf{X}) \times P_{out}(\mathbf{X}) \times P_{nei}(\mathbf{X}) \quad (11)$$

式中: F_{base} 为基本适应度函数。

$$F_{base} = \begin{cases} F_{压}(\mathbf{X}) & (\text{对受压构件}) \\ F_{剪}(\mathbf{X}) & (\text{对受剪构件}) \end{cases} \quad (12)$$

3.3 基本遗传算子

1) 选择算子

采用“赌轮法”从上一代种群中选择参与繁殖的染色体,具体选择方法为:

①将所有染色体根据适应度值的高低进行排序,即 X_1, X_2, \dots, X_M ,其中 $F(X_1) > F(X_2) > \dots > F(X_M)$, M 为种群规模,即参与繁殖的染色体总数。

②按照赌轮法,计算每个染色体在赌轮上所占的比例 f_i 为

$$\begin{cases} f_i = \frac{2(M+1-i)}{M(M+1)} \\ \sum_{i=1}^M f_i = 1 \end{cases} \quad (13)$$

式中: $i = 1, \dots, M$ 。

③设 $[X_{i-1}, X_i)$ 为第 $i-1$ 染色体和前一个染色体在赌轮上的间隔,则

$$\begin{cases} X_0 = 0 \\ X_i = X_{i-1} + f_i \end{cases}$$

在区间 $[0, 1]$ 内随机产生某一数值 f ,若 f 位于区间 $[X_{i-1}, X_i)$ 中,则选择第 i 个染色体。

2) 交换算子

引入交换算子来代替传统遗传算法的交叉(杂交)算子,具体处理为采用自身的基因序列,根

据随机点前元素与随机点后元素互换的方法生成新的子代个体,带来基因的大幅重组。交换算子的操作由交换概率 P_c 控制,一般 P_c 取0.6~0.9。

3) 突变算子

突变在杂交算子产生的子代群中引入一些小变化,以保持种群的多样性,这有助于种群迅速适应环境的变化,避免出现过早收敛于局部解的早熟。为了保证复合材料各分层比例保持不变,在染色体序列随机找2个不同位置串位,由突变概率 P_m 控制是否进行突变算子,一般 $P_m < 0.1$ 。

3.4 优化流程

基于等基因双重随机遗传算法的复合材料层压板铺层优化策略如图3所示。

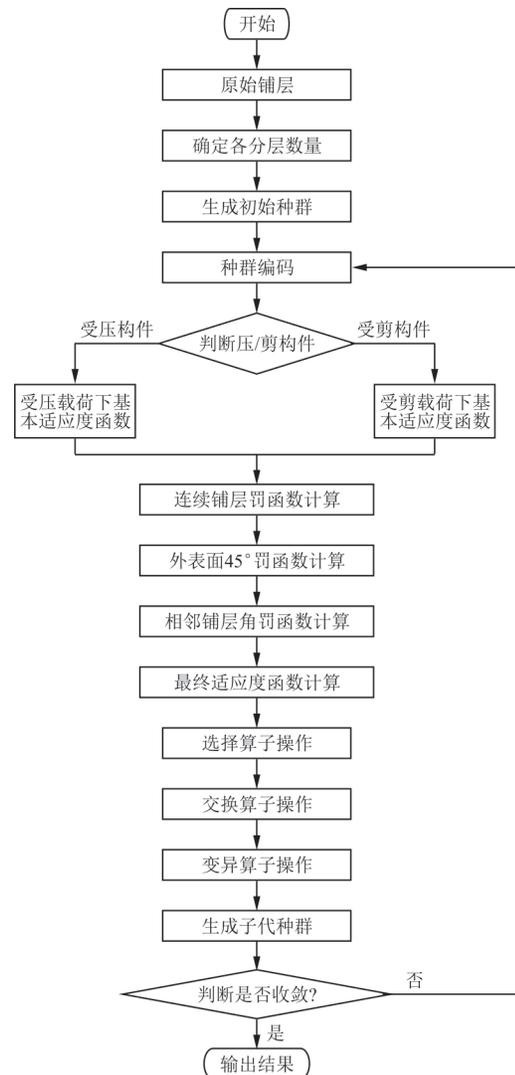


图3 层压板铺层优化流程图

Fig. 3 Laminate layup optimization flowchart

4 算 例

本文优化算法已基于自主 CAE 软件 SABRE 系统实现,SABRE 系统是中国飞机强度研究所研制推出具有完全自主知识产权的大型结构强度分

析软件,系统以强度试验数据库为支撑,提供飞行器结构静强度、动强度、热强度和结构优化设计等功能,具备友善的前后置处理功能,软件界面如图 4 所示。

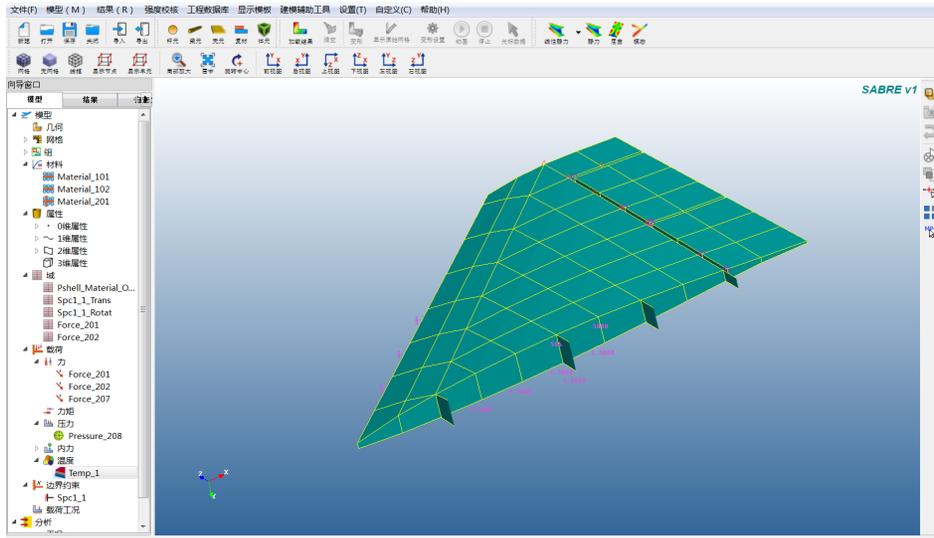


图 4 SABRE 系统图形前后置界面
Fig. 4 SABRE system pre/post interface

本文选取 T300 复合材料为研究对象进行铺层顺序优化(只改变铺层顺序,不改变铺层数),其典型力学性能如表 2 所示。

表 2 T300 复合材料力学性能
Table 2 Mechanical properties of T300 composites

参数	数值	参数	数值
E_{11}/MPa	130 000	ν_{12}	0.31
E_{22}/MPa	9 500	t/mm	0.125
G_{12}/MPa	5 200		

选取四种典型铺层顺序,如表 3 所示,要求满足均衡对称、连续铺层、外表面 $\pm 45^\circ$ 、铺层比例等约束。其中第 1、第 2 种铺层为受压为主构件,第 3、第 4 种铺层为受剪为主构件,分别进行四种铺层的顺序优化。

表 3 四种典型铺层输入条件
Table 3 Four typical ply input conditions

序号	铺层数	0°分 层数	45°分 层数	-45°分 层数	90°分 层数	构件 类型
1	24	10	6	6	2	受压
2	36	12	8	8	8	受压
3	18	4	6	6	2	受剪
4	34	6	12	12	4	受剪

采用本文所介绍的方法进行铺层优化,其中种群数量取 120,最大迭代次数取 60,交换算子概率阈值取 0.45,突变算子概率阈值取 0.02。得到优化后的最优铺层如表 4 所示,符合工程设计要求。

表 4 优化后的铺层结果
Table 4 Optimized layup results

序号	铺层顺序
1	$[45, -45, 0, 45, -45, 0, -45, 0, 45, 0, 90, 0]_s$
2	$[-45, 45, 0, -45, 90, 45, 0, -45, 0, 45, 90, -45, 0, 90, 0, 45, 0, 90]_s$
3	$[45, -45, 90, 0, -45, 0, 45, -45, 45]_s$
4	$[45, -45, 90, 45, 0, -45, 90, 45, 0, -45, -45, 45, 45, 0, -45, 45, -45]_s$

从表 4 可以看出:优化得到了四种铺层均满足均衡性、对称性、表面 45° 、连续铺层数限制、铺层比例限制。

与常规遗传算法多次计算得到的屈曲最大值相比,本方法得到的计算结果偏差均小于 1%,但严格满足了复合材料铺层设计所要求的复杂工程约束,进一步提高了设计结果的工程实用性,计算

效率也能满足工程要求。优化结果如表 5 所示,其中第 1、第 2 种铺层以压缩屈曲载荷为目标,第 3、第 4 种铺层以剪切屈曲载荷为目标,屈曲载荷所用的计算方法为工程方法,优化结果均用无量纲化的屈曲载荷来表示,结果表明本文所介绍的方法达到了工程最优。

表 5 优化结果对比
Table 5 Comparison of optimization results

序号	铺层数	优化结果		误差/%
		常规遗传算法	本文所用方法	
1	24	463.010 4	463.010 4	0
2	36	698.091 0	698.325 5	-0.03
3	18	3 579.832 7	3 578.005 6	0.05
4	34	7 622.169 1	7 632.202 5	-0.13

值得说明的是,在多个经典文献中提及由于复合材料铺层特性和铺层角存在典型的三角函数关系,导致优化结果呈现多值性的特点,因此在优化迭代过程中当适应度函数趋于稳定收敛时,其铺层结果并不唯一,本文算例只列出典型结果。

5 结 论

1) 等基因序列双重随机遗传算法是解决复合材料铺层优化的一种有效手段,其优化结果具有较高的工程适用性,可满足均衡性、对称性、表面 45°、连续铺层数限制、铺层比例等复杂工程约束。

2) 在遗传算法中引入交换和突变的双随机算子,既可以保证遗传子代具有广泛的变异性,不至于落入局部最优解“凹坑”,又能保证优化中复合材料分层比例保持严格不变。

3) 通过 SABRE 软件实现了等基因序列双重随机遗传算法,该算法具有较高的计算效率和较好的收敛性。

参 考 文 献

- [1] WANG Zhihua, JOSE H. Lightweight design of variable-angle filament-wound cylinders combining Kriging-based metamodells with particle swarm optimization[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2022, 140: 1-23.
- [2] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. *复合材料学报*, 2007, 24(1): 1-12.
DU Shanyi. *Advanced composite materials and aerospace* [J]. *Journal of Composite Materials*, 2007, 24(1): 1-12. (in Chinese)
- [3] BAILIE J, LEY R, PASRICHA A. A summary and review of composite laminate design guidelines [M]. Hampton: Langley RC, 1997.
- [4] 张彦考, 张铎. 大型复合材料结构优化设计方法研究[J]. *固体火箭技术*, 2003, 26(3): 69-71.
ZHANG Yankao, ZHANG Duo. Research on the optimization design method of large composite structures [J]. *Solid Rocket Technology*, 2003, 26(3): 69-71. (in Chinese)
- [5] FOLDAGER J, HANSEN J S. A general approach forcing convexity of ply angle optimization in composite laminates [J]. *Structural Optimization*, 1998, 16(5): 201-211.
- [6] SINGHA M K, RAMACHANDRA L, BANDYOPADHYAY J. Optimum design of laminated composite plates for maximum thermal buckling loads [J]. *Journal of Composite Materials*, 2000, 34(23): 1982-1997.
- [7] 薛程, 李彦斌, 杭晓晨, 等. 复合材料机翼热弹剪裁研究及分析系统研发[J]. *东南大学学报(自然科学版)*, 2022, 52(5): 899-906.
XUE Cheng, LI Yanbin, HANG Xiaochen, et al. Aerothermoelastic tailoring research of composite wing and analysis system development [J]. *Journal of Southeast University (Natural Science Edition)*, 2022, 52(5): 899-906. (in Chinese)
- [8] 耿发贵, 李强, 宋薛思, 等. 基于冲击损伤的复合材料气瓶铺层顺序优化设计[J]. *复合材料学报*, 2022, 39(2): 777-787.
GENG Fagui, LI Qiang, SONG Xuesi, et al. Optimal design of laying sequence of composite gas cylinders based on impact damage [J]. *Acta Materialiae Compositae Sinica*, 2022, 39(2): 777-787. (in Chinese)
- [9] 韩庆, 王广博, 钟小平, 等. 基于遗传算法的复合材料泡沫夹层板铺层优化设计[J]. *航空工程进展*, 2013, 4(2): 182-185.
HAN Qing, WANG Guangbo, ZHONG Xiaoping, et al. Ply optimization design of foam sandwich composite panel based on genetic algorithm [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2013, 4(2): 182-185. (in Chinese)
- [10] 孟毛毛, 王文智. 铺层比例对层合板连接结构损伤特性影响分析[J]. *航空工程进展*, 2016, 7(3): 332-337.
MENG Maomao, WANG Wenzhi. Analysis of the lay proportion influence on the damage properties of connecting structure [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2016, 7(3): 332-337. (in Chinese)
- [11] 白国栋, 童小燕, 姚磊江. 基于深度学习的复合材料铺层

- 优化方法[J]. 复合材料科学与工程, 2020(7): 68-73.
- BAI Guodong, TONG Xiaoyan, YAO Leijiang. Layup optimization method of composite wing based on deep learning [J]. Composites Science and Engineering, 2020(7): 68-73. (in Chinese)
- [12] 姚卫星, 乔巍. 复合材料加筋板铺层优化设计的等效弯曲刚度法[J]. 计算力学学报, 2011(1): 158-162.
- YAO Weixing, QIAO Wei. Equivalent bending stiffness method for optimal design of composite stiffened board laminates [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2011(1): 158-162. (in Chinese)
- [13] WU H, YAN Y, YAN W, et al. Adaptive approximation based optimization of composite advanced grid-stiffened cylinder [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23: 423-429.
- [14] SAMUEL T, JSSELMUIDEN I, MOSTAFA M A. Multi-step blended stacking sequence design of panel assemblies with buckling constraints [J]. Composites: Part B, 2009, 40: 329-336.
- [15] 陈景昊, 孙秦, 范学领. 基于共享铺层融合技术复合材料层压板铺层顺序优化设计[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(6): 803-806.
- CHEN Jinghao, SUN Qin, FAN Xueling. Optimal design of lamination sequence of composite laminates based on shared lamination fusion technology [J]. Solid Rocket Technology, 2012, 35(6): 803-806. (in Chinese)
- [16] 钟文亮. 民机复合材料铺层优化方法[J]. 中国科技信息, 2017, 34(12): 23-25.
- ZHONG Wenliang. Optimization method of composite material layup for civil aircraft [J]. China Science and Technology Information, 2017, 34(12): 23-25. (in Chinese)
- [17] NAGENDRA S, GANGADHARAN S, FIOCCA Y, et al. Response surface based laminate stacking sequence optimization under stability constraints [C] // 38th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Kissimmee, FL, USA: AIAA, 1997: 2381-2392.
- [18] EDGAR F, PAUL V S. Effects of stacking sequence on the impact resistance laminates [J]. Composite Structures, 1998, 41: 67-77.
- [19] JSSELMUIDEN S T, ABDALLA M M, GUERDAL Z. Optimization of variable-stiffness panels for maximum buckling load using lamination parameters [J]. AIAA Journal, 2010, 48(1): 134-143.
- [20] AN Haichao, CHEN Shenyan, HUANG Hai. Stacking sequence optimization and blending design of laminated composite structures [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2019, 59: 1-19.
- [21] 杨旭, 朴春雨. 翼面复合材料结构气动弹性剪裁设计和工艺技术 [J]. 复合材料学报, 2012, 29(6): 249-256.
- YANG Xu, PIAO Chunyu. Aeroelastic tailoring design and process technology of airfoil composite structures [J]. Journal of Composite Materials, 2012, 29(6): 249-256. (in Chinese)

作者简介:

常亮(1982—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器结构优化设计,CAE软件开发。

聂小华(1973—),女,硕士,研究员。主要研究方向:计算结构力学。

罗利龙(1987—),男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:飞行器结构优化设计,CAE软件开发。

田利临(1996—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器结构优化设计,CAE软件开发。

(编辑:马文静)