基于响应面法的轻型飞机复合材料 机翼优化设计

李禹泽¹, 袁嵩¹, 罗金山², 刘长江², 谭培林³, 周志明^{3*}, 陈全龙⁴, 曾宪君⁴

(1.海军装备部,西安 710025; 2.重庆长安望江工业集团有限公司,重庆 401120; 3.重庆理工大学 材料科学与工程学院,重庆 400054; 4.重庆交通大学 绿色航空技术研究院,重庆 4011352)

摘要:目的 通过对复合材料铺层厚度和铺层顺序的优化设计,获得轻量化的轻型飞机复合材料机翼。方法 以 一种轻型飞机复合材料机翼为研究对象,利用 CATIA 软件构建复合材料机翼结构模型,通过 ANSYS 有限元 软件进行约束条件加载,将力学性能作为输出变量,对机翼重要零部件进行灵敏度分析。然后以机翼结构质 量最小作为优化目标,将最大位移变形、应力极限和应变极限作为响应变量,基于响应面法对复合材料机翼 进行铺层优化设计。结果 铺层厚度相较于铺层顺序对复合材料机翼性能的影响更为显著,其中蒙皮厚度对机 翼力学性能影响最大。与优化前相比,优化后机翼质量减少 16%。结论 优化方法与有限元分析相结合,计算 结果的精度和可靠度较高,为复合材料在航空结构的优化设计提供了参考。 关键词:复合材料; 铺层厚度; 铺层顺序; 响应面法; 机翼; 轻型飞机 中图分类号: TH122 文献标志码: A 文章编号: 1672-9242(2025)04-0059-08 DOI: 10.7643/ issn.1672-9242.2025.04.008

Optimal Design of Composite Wings of Light Aircraft Based on Response Surface Method

LI Yuze¹, YUAN Song¹, LUO Jinshan², LIU Changjiang², TAN Peilin³, ZHOU Zhiming^{3*}, CHEN Quanlong⁴, ZENG Xianjun⁴

(1. Naval Equipment Department, Xi'an 710025, China; 2. Chongqing Changan Wangjiang Industrial Group Co., Ltd., Chongqing 401120, China; 3. School of Materials Science and Engineering, Chongqing University of Technology, Chongqing 400054, China; 4. The Green Aerotechnics Research Institute of Chongqing Jiaotong University, Chongqing 400050, China)

ABSTRACT: The work aims to obtain a lightweight composite aircraft wing through optimizing the design of layer thickness

Received: 2024-11-20; Revised: 2025-03-16

Fund: Chongqing Special Project for Technological Innovation and Application Development (cstc2021ycjh-bgzxm0284, CSTB2022TIAD-DEX0019, 2022TIAD-DEX0040); The Science and Technology Research Program of Chongqing Municipal Education Commission (KJZD-M202401104); Shaoxing Talent Project (2022SXRC); Research Projects of Chongqing University of Technology (2023TBZ019, 2024TBA025) 引文格式: 李禹泽, 袁嵩, 罗金山, 等. 基于响应面法的轻型飞机复合材料机翼优化设计[J]. 装备环境工程, 2025, 22(4): 59-66.

LI Yuze, YUAN Song, LUO Jinshan, et al. Optimal Design of Composite Wings of Light Aircraft Based on Response Surface Method[J]. Equipment Environmental Engineering, 2025, 22(4): 59-66.

*通信作者 (Corresponding author)

收稿日期: 2024-11-20; 修订日期: 2025-03-16

基金项目: 重庆市技术创新与应用产业类重点项目(cstc2021ycjh-bgzxm0284, CSTB2022TIAD-DEX0019, 2022TIAD-DEX0040); 重庆 市教委重大科研项目(KJZD-M202401104); 绍兴英才项目(2022SXRC); 重庆理工大学科研项目(2023TBZ019, 2024TBA025)

and laying sequence of composites. With a light aircraft composite wing as the research object, CATIA software was used to build a composite wing structure model, and ANSYS finite element software was used to load constraints with mechanical properties as output variables to perform a sensitivity analysis on important parts of the wing. Then, with the maximum displacement deformation, stress limit and strain limit as response variables, and the minimum structural mass of the wing as the optimization objective, the laminate optimization design of the composite wing was carried out based on the response surface method. The research showed that layer thickness had a more significant effect on composite wing performance than layer sequence, and the skin thickness had the greatest impact on the mechanical properties of the wing. The weight of the alloy wing after optimization was reduced by 16%. Combining this optimization method with finite element analysis, the accuracy and reliability of the calculation results are high, which provides a reference for the optimization design of composites in aeronautical structures.

KEY WORDS: composites; layer thickness; laying sequence; response surface method; wings; light aircraft

由于复合材料具有比模量大、比强度高、抗疲 劳性能好、耐腐蚀性能优越和可设计性强等显著优 点,已广泛应用在兵器装备用轻型飞机和无人机领 域。如军用飞机的 B-2 隐形轰炸机、国产民用大飞 机 C919 以及 V-22 旋翼飞机,都充分利用了复合材 料的优势^[1-9]。机翼是飞机的重要承力部件,保证了 飞机拥有更良好的飞行性能和机动性能。随着现代式 技术的进步,复合材料机翼使用的比重越来越大,因 此高强度和高刚度的轻量化复合材料机翼对于提高 飞机的飞行性能和增加续航能力具有重要作用[10-13]。 杜春志等^[14]基于 ANSYS 有限元软件探究了在不同铺 层方式下复合材料机翼的力学性能差异。王康杰等[15] 对全复合材料机翼结构进行了铺层优化设计,并提出 了翼梁变截面过渡区复合材料铺层的处理方法。丁浩 等^[16]基于 ABAQUS 有限元软件和采用分级递进优化 设计方法,实现了箱体结构轻质化。邵家儒等[17]通过 优化设计得到的机身结构,能够很好地满足强度和刚 度要求。郭学伟等[18]采用单因素分析方法和遗传算法 对机翼夹芯结构进行了优化设计,实现了机翼结构质 量减轻 33%,并在满足设计要求下有效提高了机翼结 构的整体性能。张大为等[19]通过整合多岛遗传优化算 法和梯度优化算法,提高了优化效率。柴红普等^[20] 基于 OptiStruct 以及多阶段优化使得翼面结构在满足 强度、刚度和稳定性多种约束条件下明显减轻了机翼 质量。史继拓等^[21]以机翼弯曲变形为约束,最小机翼 质量为设计目标,建立了强长桁-弱蒙皮结构,通过 对机翼结构中壳板单元铺层厚度和梁单元截面尺寸 分别进行优化,实现了机翼减重。雒卫延等^[22]利用大 展弦比复合材料机翼结构细节抗疲劳优化方法,有效 提高了大展弦比复合材料机翼的疲劳寿命。Khot 等 [23]在设置应力和位移约束下对复合材料结构进行了 优化设计。Almeida 等^[24]采用遗传算法结合有限元法 进行了结构分析,说明了该工具解决各类优化问题的 灵活性以及适用性。喻支强等[25]研究发现,结合最小 二乘保角映射法和基于切比雪夫多项式建模与参数 识别的方法,使得结构有限元载荷的施加可以兼具效 率与精度。陈春兰等^[26]研究发现,机翼阻尼对高频共振响应的影响最大。陈群志等^[27]研究得出,某型飞机 机翼下壁板整体油箱端长桁连续结构形式的疲劳性 能优于长桁断开结构。尽管以往对复合材料机翼的设 计进行了优化,但是对固定翼轻型飞机的复合材料机 翼进行轻量化优化设计研究较少,本文利用 ANSYS 有限元软件对机翼结构进行有限元分析,并基于响应 面优化方法探究了铺层方式对固定翼轻型飞机玻璃 纤维增强复合材料机翼的性能影响,为复合材料机翼 在航空航天的发展提供了一定的参考。

1 优化设计

1.1 灵敏度

灵敏度是目标函数与状态变量相对于自变量在 某参照点的变化率,表达式^[28]:

$$sen\left(\frac{y_i}{x_j}\right) = \frac{\partial y_i}{\partial x_j} = \frac{y_i \left(X + \Delta x_j \cdot \boldsymbol{e}\right) - y_i \left(X\right)}{\Delta x_j} \tag{1}$$

式中: *sen* 代表灵敏度; 在偏导数中, *i*=1, 2, 3,…, *n*, *j*=1, 2, 3,…, *m*; *y* 代表结构性能量, *y*= $[y_1, y_2, ..., y_n]^T$; *x* 代表设计变量, $x = [x_1, x_2, ..., x_r]^T$; *X* 代表初始设计变量; *e* 是与 *X* 同维数的向量; Δx_j 代表结构设计变量的变化。

1.2 响应面优化法

响应面法是通过施加约束条件和一定的迭代策 略来构建设计变量与响应变量之间的隐性函数关系, 并最终判断多变量函数与目标函数的拟合程度。响应 面函数表达式^[29]:

 $y = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i X_i + \sum_{i=1}^n \beta_{ii} X_i^2 + \sum_{i < j} \beta_{ij} X_i Y_j + \varepsilon$ (2)

式中: β_0 、 β_i 、 β_i 、 β_j 为待定系数; ε 为 y 的误差。这是一个二阶多项式,可以在一定范围内近似代替实际函数。

本文主要讨论了机翼结构主要部件对机翼结构

变形、结构应力以及结构应变的灵敏度情况,利用响应面法对机翼铺层方式进行优化设计。结构优化设计 主要包括设计变量、状态变量以及目标函数三大要 素。响应面多目标优化数学模型:

$$\min\{f_1, f_2, f_3, \cdots, f_n\}$$
(3)

$$g_i(x) < 0, \quad i = 1, 2, \cdots, l$$
 (4)

$$h_i(x) = 0, \qquad j = 1, 2, \cdots, m$$
 (5)

$$x^{\mathrm{L}} \le x \le x^{\mathrm{U}}, \quad x = (x_1, x_2, \cdots, x_r) \in X \tag{6}$$

式中: X 代表设计变量, $X = x_1, x_2, \dots, x_r$; f_n 代表目标函数; g(x)代表不等式约束函数; h(x)代表等式约束函数; 上角标 L 代表下限, U 代表上限。

2 机翼结构与选材

2.1 结构设计

本轻型飞机复合材料机翼由翼肋、翼梁、蒙皮3部分组成,其半翼展为2790mm,展弦比为5,其有限元壳体模型如图1所示。机翼结构沿纵向布置一根 翼梁,连接于上下蒙皮,主要承受剪力和弯矩;沿横 向分别在翼根和翼尾处布置一根翼肋。翼肋将气动压 力、集中载荷和升力传递到翼梁上,并维持机翼的气 动外形。蒙皮分为上蒙皮和下蒙皮,组成机翼的气动 外形,主要承受剪力和气动载荷。



图 1 有限元壳体模型 Fig.1 Finite element shell model

2.2 材料选择

采用厚度为 0.25 mm 的 ACTECH®1203/EW301F 环氧树脂玻璃纤维预浸布,其复合材料性能见表 1。 表 1 中, *E* 代表弹性模量,*G* 代表剪切模量,μ代表 泊松比,1 代表 *x* 方向,2 代表 *y* 方向,3 代表 *z* 方向。 中间夹芯选择厚度为 10 mm 的树脂浸渍的玻璃纤维 织物蜂窝夹芯材料,其力学性能见表 2。

表 1 环氧树脂玻璃纤维预浸布基本参数 Tab.1 Basic parameters of epoxy resin glass fiber prepreg

			I F I I I I I	i i i j	U F	1 0		
E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	E ₃₃ /GPa	G_{12}/GPa	G_{13}/GPa	G_{23}/GPa	μ_{12}	μ_{13}	μ_{23}
25.7	25.7	15.9	3.5	1.43	1.43	0.2	0.35	0.35

表 2 树脂浸渍的玻璃纤维织物蜂窝夹芯基本参数

Tab.2 Basic parameters of epoxy resin glass fiber prepreg honevcomb sandwich

E/MPa	μ	$ ho/(kg \cdot m^{-3})$
60	0.35	51

3 优化设计

3.1 灵敏度分析

将蒙皮、翼肋、翼梁的厚度作为研究对象,利用 参数相关性(Parameters Correlation)对比分析其对 机翼结构强度和刚度的影响,主要性能指标参数见表 3,相关性曲线(以变形为参考)如图2所示。由图 2a可知,在二次相关回归线上图点分布均匀,蒙皮 厚度的相关性系数 R 为 0.990,表明其对结构变形影 响程度最大。翼梁和翼肋对结构变形的影响如图2b、 c所示,图点分布离散,翼梁、翼肋的 R 分别为 0.004、 0.003,说明其影响较小。因此,蒙皮厚度是机翼结 构力学性能影响最大的设计变量。

3.2 确定设计变量

将蒙皮、翼梁和翼肋的厚度作为设计变量,由于

夹芯厚度为固定值,因此复合材料机翼的厚度优化可 细化为铺层角度厚度的优化。铺层角采用常规织物铺 层角度,即(0°,90°)、(±45°)。采用对称铺层方式有效 了避免弯曲耦合和减少不利变形。设计变量的初始 值、最小值和最大值见表 4,其中 MP 代表蒙皮,YL 代表翼梁,YE 代表翼肋。

3.3 施加约束条件及确定响应变量

在机翼左端面与轻型飞机主体连接处设置为固定约束,根据轻型飞机实际使用情况,对整个机翼的 上翼面施加约 1.56×10⁻³ MPa 的均匀载荷,将最大位 移变形、应力极限以及应变极限作为响应变量。最大 变形不超过半翼展长度 5%,即 139.50 mm,应力极 限不超过 200 MPa,应变极限不超过 7 000 微应变。 为了确保机翼结构不出现失稳情况且不发生破坏的 情况,蔡-吴强度失效(Tsai-Wu)系数要小于 1。

表 3 主要性能指标参数

Tab.3 Main	performance	index	parameters	

参数	最大 变形/mm	极限应 力/MPa	极限 应变	Tsai-Wu 系数	质量
指标	≤139.5	≤200	≤7 000	< 1	最小



Fig.2 Correlation graph: a) skin; b) spar; c) rib

表 4 厚度变量 Tab.4 Thickness variable

			mm
铺层角度	初始值	最小值	最大值
MP(±45°)	0.75	0.10	1.50
MP(0°, 90°)	0.75	0.10	1.50
YL(±45°)	0.50	0.10	1
YL(0°, 90°)	0.50	0.10	1
YE(±45°)	0.40	0.10	0.80
YE(0°, 90°)	0.40	0.10	0.80

3.4 响应面优化

利用 ANSYS 有限元分析软件在 Design of Experiments 中完成对设计变量的设置,在 Response Surface 中采用 Kriging 响应面并进行后续的优化。由于铺层每层厚度为 0.25 mm,所以优化后的厚度值 是 0.25 的整数倍。最终得到的响应面如图 3 所示,铺层厚度灵敏度如图 4 所示,厚度优化值见表 5。

在图 3 中, 该响应面模型是由 *x* 轴为 MP(±45)厚 度、*y* 轴为 MP(0,90)厚度、*z* 轴为结构变形构成的。





表 5 厚度优化值

Tab.5 Thickness optimization value					
铺层角度	优化值/mm	圆整值/mm	层数		
MP(±45°)	0.190	0.25	1		
MP(0°, 90°)	1.065	1.25	5		
YL(±45°)	0.475	0.50	2		
YL(0°, 90°)	0.772	1.00	4		
YE(±45°)	0.171	0.25	1		
YE(0°, 90°)	0.225	0.25	1		

利用 Kriging 构建的响应面模型表面光滑,说明该响应面模型具有很高的可靠性。由图 4 可知,蒙皮的厚度对机翼结构力学性能的影响更大,铺层角为(0°,90°)对机翼结构力学性能的影响比(±45°)大。由表 5 可知,经过优化后,蒙皮铺层角(±45°)占 2 层,(0°,90°)占 10 层,铺层顺序为+45°、0°、90°、0°、90°、0°、90°、0°、90°、0°、90°、-45°;翼梁铺层角(±45°)占 4 层,铺层顺序为+45°、-45°、+45°、-45°;翼肋铺层角(±45°)和(0°,90°)各占 2 层,铺层顺序为+45°、0°、90°、-45°。利用 ANSYS 软件对优化后的数据进行静力学分析,得到的位移变形、应力分布、应变分布和Tsai-Wu 失效因子分别如图 5~8 所示。



Fig.7 Equivalent strain distribution

从图 5 可以看出, 机翼位移变形量沿翼展方向逐渐增大, 结构最大变形发生在翼尾所在部位, 为101.94 mm, 小于变形指标 139.50 mm。从图 6 可以看出,结构等效应力沿翼展方向逐渐减小,最大等效应力集中在翼根所在部位,最大等效应力为 104 MPa, 远小于设计应力极限 200 MPa。从图 7 可以看出, 机翼最大等效应变为 5 944, 小于等效应变极限 7 000。从图 8 可以看出, 机翼最大 Tsai-Wu 失效系数 为 0.90, 小于 1, 因此该机翼结构设计安全, 且均满足指标要求。



3.5 验证点验证

可以取验证点的方法来验证 Kriging 响应面优化 结果的可靠性。通过将求解响应面模型得到的力学性 能结果与 3 个候选点的铺层信息直接进行静力学分 析,得到其各自的力学性能结果进行对比。如果误差 控制在合理范围之内,就说明该响应面模型求解出的 结果具有可靠性。从表 6 的验证结果可知,验证点与 3 个候选点的最大误差为-4.5%,绝对值小于经验值 5%,说明该响应面模型精度高, 目具有可靠性。

Tab.6 Verification results												
Name	MP (±45°)/ mm	MP (±45°)/ mm	YL (±45°)/ mm	YL (0°, 90°)/ mm	YE (±45°)/ mm	YE (0°, 90°)/ mm	最大 变形/ mm	百分 比/%	最大 应力/ MPa	百分 比/%	最大 应变	百分 比/%
Point 1							121.016	-0.51	126.872	1.75	6 913.773	-2.12
Point 1 (verified)	0.205	1.065	0.258	0.772	0.280	0.223	121.638	0.00	124.693	0.00	7 063.645	0.00
Point 2							122.089	-0.07	128.899	2.68	6 885.841	-4.5
Point 2 (verified)	0.190	1.065	0.475	0.772	0.171	0.225	122.177	0.00	125.534	0.00	7 216.729	0.00
Point 3							120.462	-1.24	123.114	-1.70	6 984.605	-1.75
Point 3 (verified)	0.199	1.066	0.281	0.771	0.681	0.195	121.968	0.00	125.244	0.00	7 108.662	0.00

验证结果

表 6

3.6 铺层顺序优化

采用 ANSYS 有限元分析软件对机翼蒙皮铺层顺 序进行优化,结果见表 7。蒙皮的最大应力、最大应 变、最大变形和 Tsai-Wu 失效系数均变化不大,因此 铺层顺序对机翼力学性能的影响较小。经过优化后得 到的最优铺层顺序为[(±45°)/(0°, 90°)₅/C₁₀]_s,表明当 45°织物铺层放置在外表面时,可以改进耐损伤能力 和提升机翼结构的力学性能。

在满足设计要求的前提下,对比优化后和优化前

的复合材料机翼力学性能,结果如表 8 所示。可以看出,优化前后相差范围很小。优化后质量为 22.05 kg,

相比于优化前的 25.61 kg 减少了 16%, 实现了机翼结构的轻量化目标。

表 7 优化结果 Tab.7 Optimization results						
铺层顺序	最大变形/mm	最大应力/MPa	最大应变	Tsai-Wu 失效系数		
$[(\pm 45^{\circ})/(0^{\circ}, 90^{\circ})_{5}/C_{10}]_{S}$	101.94	104.04	5 944.50	0.903 24		
$[(0^{\circ}, 90^{\circ})/(\pm 45^{\circ})/(0^{\circ}, 90^{\circ})_4/C_{10}]_S$	101.94	105.16	5 947.80	0.903 76		
$[(0^{\circ}, 90^{\circ})_2/(\pm 45^{\circ})/(0^{\circ}, 90^{\circ})_3/C_{10}]_S$	101.94	105.12	5 951.20	0.904 30		
$[(0^{\circ}, 90^{\circ})_{3}/(\pm 45^{\circ})/(0^{\circ}, 90^{\circ})_{2}/C_{10}]_{S}$	101.95	105.07	5 954.70	0.904 84		
$[(0^{\circ}, 90^{\circ})_{4}/(\pm 45^{\circ})/(0^{\circ}, 90^{\circ})/C_{10}]_{S}$	101.95	105.03	5 958.30	0.905 40		
$[(0^{\circ}, 90^{\circ})_{5}/(\pm 45^{\circ})/C_{10}]_{S}$	101.96	104.99	5 961.90	0.905 96		

表 8 力学性能对比 Tab 8 Comparison of mechanical properties

	I I I I		F · F · · · ·	
	最大变形/mm	最大应力/MPa	最大应变	质量/kg
优化后	101.94	104.04	5 944.50	22.05
优化前	103.20	111.02	5 731.30	25.61

根据该优化后的铺层顺序结果,通过设计机翼模 具并进行铺层,最终得到的模具实物如图9所示,复 合材料机翼结构实物装机如图10所示。安装在 CG231轻型飞机上并成功通过了试飞,实现了轻量化 的设计要求。



图 9 模具实物 Fig.9 Physical map of the mold



图 10 机翼实物 Fig.10 Physical picture of the wing

4 结论

本文主要利用响应面法对复合材料机翼进行结构优化设计,研究了不同铺层方式下机翼的力学性能,并进行对比分析,主要结论如下:

1)经过优化可知,蒙皮的厚度相对于其他机翼 结构对复合材料机翼力学性能的影响最为显著,且铺 层角为(0°,90°)对机翼结构力学性能的影响比(±45°) 大,而铺层顺序对机翼力学性能的影响很小。

2)在满足设计要求情况下,通过响应面优化, 得出了该复合材料机翼的最优铺层顺序,并与优化前 复合材料机翼进行对比,机翼质量减少16%。

3)本文提出的基于响应面法的轻型飞机复合材 料机翼优化设计方法,计算结果的可靠度较高,适用 于多参数的航空结构优化设计。

参考文献:

- 徐林,刘传军,赵崇书.复合材料在民用飞机应用与发展趋势[J].复合材料科学与工程,2024(9):98-104.
 XU L, LIU C J, ZHAO C S. Application and Development Trends of Composite Materials in Civil Aircraft[J]. Composites Science and Engineering, 2024(9): 98-104.
- [2] 段国晨,赵景丽,赵伟超. 先进复合材料在无人机结构的应用[J]. 纤维复合材料, 2022, 39(2): 105-114.
 DUAN G C, ZHAO J L, ZHAO W C. Application of Advanced Composite Materials in UAV at Home and Abroad[J]. Fiber Composites, 2022, 39(2): 105-114.
- [3] 赫晓东,王荣国,彭庆宇,等. 航空航天用纳米碳复合 材料研究进展[J]. 宇航学报, 2020, 41(6): 707-718.
 HE X D, WANG R G, PENG Q Y, et al. Research Progress on Nano-Carbon Composites Used in Aerospace[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(6): 707-718.
- [4] ZHOU K L. Composite Materials and Their Fiber Reinforcement Technology in Aerospace Field[J]. Scientific and Social Research, 2021, 3(1): 405-411.
- [5] 谭培林. 基于响应面法的 CG231 复合材料机翼的铺层 优化设计[D]. 重庆: 重庆理工大学, 2022.

TAN P L. Optimization Design of CG231 CompositeWing Based on Response Surface Method[D].Chongqing: Chongqing University of Technology, 2022.

- [6] DAMGHANI M, ERSOY N, PIORKOWSKI M, et al. Experimental Evaluation of Residual Tensile Strength of Hybrid Composite Aerospace Materials after Low Velocity Impact[J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 179: 107537.
- [7] 荣吉利,李健,刘先光,等. 复合材料易碎弹实验测试 与仿真分析研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(9): 1057-1064.
 RONG J L, LI J, LIU X G, et al. Simulative Analysis and Experimental Test of Composite Fragile Projectile under Impact Dynamics[J]. Acta Armamentarii, 2013, 34(9): 1057-1064.
- [8] 李少敏, 隋鹏, 彭海春, 等. 先进复合材料制造过程仿 真技术研究现状[J]. 科学技术与工程, 2024, 24(29): 12399-12410.
 LI S M, SUI P, PENG H C, et al. Review of Advanced Composite Manufacturing Process Simulation Technology[J]. Science Technology and Engineering, 2024, 24(29): 12399-12410.
- [9] 张安琴, 王江, 张林嘉. 航空发动机先进材料发展现状和趋势研究[J]. 内燃机与配件, 2024(14): 130-136. ZHANG A Q, WANG J, ZHANG L J. Research on Development Status and Trends of Advanced Materials for Aircraft Engines[J]. Internal Combustion Engine & Parts, 2024(14): 130-136.
- [10] 邢丽英,李亚锋,陈祥宝.先进复合材料在航空装备发展中的地位与作用[J].复合材料学报,2022,39(9): 4179-4186.

XING L Y, LI Y F, CHEN X B. Status and Role of the Advanced Composite Materials in the Development of Aviation Equipment[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(9): 4179-4186.

- [11] 于海宁,王新利,薛德帅. 先进复合材料在舰船领域的应用及展望[J]. 合成纤维, 2023, 52(7): 52-55.
 YU H N, WANG X L, XUE D S. Application and Prospect of Advanced Composites in Ship Field[J]. Synthetic Fiber in China, 2023, 52(7): 52-55.
- [12] 鹿海军,李亚锋,张杜鹃,等.环氧树脂增韧改性技术 及其在航空先进复合材料中的应用[J].复合材料科学 与工程,2023(8):121-128.
 LU H J, LI Y F, ZHANG D J, et al. Research Progress on Toughening Modification Technology of Epoxy Resin and Its Application in Aerospace Advanced Composites[J]. Composites Science and Engineering, 2023(8): 121-128.
- [13] 冯志海,李俊宁,田跃龙,等. 航天先进复合材料研究 进展[J]. 复合材料学报, 2022, 39(9): 4187-4195.
 FENG Z H, LI J N, TIAN Y L, et al. Research Progress of Advanced Composite Materials for Aerospace Applications[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(9): 4187-4195.
- [14] 杜春志,傅博宇,邱致浩.某型低速飞机复合材料机翼的设计与有限元分析[J].机械设计,2019,36(S2):

55-58.

DU C Z, FU B Y, QIU Z H. Design and Finite Element Analysis of Composite Wing of a Low-Speed Aircraft[J]. Journal of Machine Design, 2019, 36(S2): 55-58.

- [15] 王康杰, 王军利, 曹鹏, 等. 铺层参数对大展弦比复合 材料机翼气动弹性的影响研究[J]. 复合材料科学与工 程, 2024(10): 65-71.
 WANG K J, WANG J L, CAO P, et al. Effect of Layup Parameters on the Aeroelasticity of Large Span Ratio Composite Wing[J]. Composites Science and Engineering, 2024(10): 65-71.
- [16] 丁浩, 罗应许, 朱世根. 基于 T700 碳纤维复合材料的 箱体结构优化设计[J]. 塑料工业, 2021, 49(7): 153-158. DING H, LUO Y X, ZHU S G. Optimization Design of Box Structure Based on T700 Carbon Fiber Composite Material[J]. China Plastics Industry, 2021, 49(7): 153-158.
- [17] 邵家儒,刘牛,曾宪君,等.复合材料机翼结构力学分析及连接设计[J].重庆理工大学学报(自然科学),2020,34(10):126-133.
 SHAO J R, LIU N, ZENG X J, et al. Mechanical Analysis and Connection Design of Composite Wing[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science),2020,34(10):126-133.
- [18] 郭学伟. 复合材料无人机机翼结构的轻量化优化研究
 [D]. 镇江: 江苏大学, 2016.
 GUO X W. Research on Lightweight Optimization of Composite UAV Wing Structure[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2016.
- [19] 张大为. 复合材料机翼结构工程优化设计与分析方法
 [D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2015.
 ZHANG D W. Engineering Optimization Design and Analysis Method of Composite Wing Structure[D].
 Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015.
- [20] 柴红普.复合材料层压板典型结构优化设计研究[D]. 上海:上海交通大学, 2011.
 CHAI H P. Study on Optimal Design of Typical Structures of Composite Laminates[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011.
- [21] 史继拓,王宏伟,华欣.复合材料大展弦比机翼结构优 化设计[J]. 兵器装备工程学报,2018,39(11):179-183.
 SHI J T, WANG H W, HUA X. Structure Optimization Design of High Aspect Ratio Composite Wing[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(11): 179-183.
- [22] 雒卫廷. 大展弦比复合材料机翼结构细节抗疲劳优化
 [J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(3): 164-168.
 LUO W T. Fatigue Resistance Optimization of Composite Wing Structure Details with Large Aspect Ratio[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(3): 164-168.
- [23] KHOT N S, VENKAYYA V B, BERKE L. Optimum Design of Composite Structures with Stress and Displacement Constraints[J]. AIAA Journal, 1976, 14(2): 131-132.

- [24] ALMEIDA F S, AWRUCH A M. Design Optimization of Composite Laminated Structures Using Genetic Algorithms and Finite Element Analysis[J]. Composite Structures, 2009, 88(3): 443-454.
- [25] 喻支强, 王轲, 杨翔宇. 基于 LSCM 与多项式拟合的机 翼气动载荷施加方法[J]. 装备环境工程, 2024, 21(9): 113-119.
 YU Z Q, WANG K, YANG X Y. Aerodynamic Load Application Method of Wing Based on LSCM and Polynomial Fitting[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(9): 113-119.
- [26] 陈春兰,陈永辉,燕群.考虑机翼柔性影响的发动机安装系统隔振设计研究[J].装备环境工程,2019,16(7): 51-54.

CHEN C L, CHEN Y H, YAN Q. Vibration Isolation De-

sign of Engine Installation System Considering the Influence of Wing Flexibility[J]. Equipment Environmental Engineering, 2019, 16(7): 51-54.

- [27] 陈群志, 闫亚斌, 崔常京, 等. 某型飞机机翼下壁板整体油箱端 5 肋结构选型疲劳寿命研究[J]. 装备环境工程, 2017, 14(12): 97-101.
 CHEN Q Z, YAN Y B, CUI C J, et al. Fatigue Life of Structure Selection of the 5th Rib under Wings Whole Tank Wall Plate of a Certain Type of Aircraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2017, 14(12): 97-101.
- [28] IOOSS B, LEMAÎTRE P. A Review on Global Sensitivity Analysis Methods[J]. Math ST, 2014, 10: 124-132.
- [29] BOX G E P, WILSON K B. On the Experimental of Optimization Conditions[J]. Journal of the Royal Statistical Society, 1951, 13: 1-45.