

DOI: 10.3901/JME.2017.13.125

仿生轻质结构在飞机大开口区的应用 及其优化设计*

郭策¹ 陆振玉² 吴元琦¹

(1. 南京航空航天大学航天学院 南京 210016

2. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 长春 130033)

摘要: 将一种新型的仿甲虫鞘翅轻质结构应用于飞机大开口区的筋板结构设计, 根据飞机大开口区对结构静/动态性能和散热性能的要求, 分别构造目标函数, 并采用拉丁超立方试验设计方法确定样本点数, 建立有限元参数化模型进行仿真计算, 利用响应面法得到各目标函数的响应面拟合函数, 之后设定结构的多功能协同优化目标, 并通过线性搜索法进行协同优化设计, 优化后计算得到仿生轻质结构的散热性能、抗压刚度分别是优化前的 14.3 倍和 2.1 倍, 动态性能指标得到明显改善, 在相同载荷条件下结构减重 11%; 进一步以飞机大开口区加筋结构的一阶屈曲因子和最大位移作为优化约束条件, 并以结构总质量最小为优化目标, 构造各自响应面拟合函数, 基于遗传算法优化筋板结构整体布局。优化后开口区加筋结构总质量减少 15%, 屈曲因子为 1.02, 较优化前提高 21%, 结构最大位移为 12.1 mm, 较优化前减少 20%, 优化效果显著。

关键词: 仿生轻质结构; 大开口区; 多功能协同优化; 响应面法; 布局优化

中图分类号: TB17

The Application of Biomimetic Lightweight Sandwich Panel to the Aircraft Structure with Large Cutout and Its Optimum Design

GUO Ce¹ LU Zhengyu² WU Yuanqi¹

(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016

2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033)

Abstract: A novel beetle's elytra-inspired lightweight structure is used as the stiffeners of the skin-stiffened structure with large cutout in the aircraft. According to the requirements on the mechanical and thermal properties of such stiffeners, the objective functions are built respectively, which all are nonlinear, so the response surface method is chosen to obtain the approximation models of the three objective functions and the sample points are determined by Latin hypercube sampling experimental design method, whose properties are figured out through building FEM parameterized model and numerical simulation. Based on the approximation models, the multi-function cooperative optimization design is performed and linear search method is used to obtain the optimized properties of the inspired structure, whose heat dissipation and compressive resistance ability are 14.3 and 2.1 times respectively as the non-optimized ones, also its dynamic property is improved dramatically, and its weight is lighten by 11% with same load bearing. Furthermore, taking the first-order buckling factor and the maximum displacement of this skin-stiffened structure with large cutout as two constrain conditions, and total structure weight as objective function, the response surface method is applied again to obtain the approximation models, and the genetic algorithm is used to work out the optimized layout of stiffeners. According to optimization results, the total structure weight is lessened by 15%, at the same time, the first-order buckling factor is 1.02, increased by 21%, and the maximum displacement is 12.1 mm, decreased by 20%, demonstrating the optimization design is very effectively.

Key words: bio-inspired structure; large opening area; multi-functional optimization; response surface method; layout optimization

0 前言

近年来随着高新技术产业的飞速发展, 对材料

的强/刚重比、耐损伤、散热性等性能均提出了更高要求, 轻质高强多功能一直是航空航天材料和结构研制追求的目标。生物材料的结构和性能为我们提供了轻质高强结构材料的设计灵感, 有关生物材料及其仿生的研究正日益成为材料科学和工程科学中重要的研究领域。例如珍珠贝壳复合材料结构的仿生设计^[1-2], 植物纤维和根茎的仿生应用^[3-4], 骨骼

* 国家重点基础研究发展计划(973 计划, 2011CB302106)、国家自然科学基金(51175249, 51105201, 51475230)、航空基金(2013ZF52072)和教育部博士点基金(20123218110010)资助项目。20160616 收到初稿, 20161229 收到修改稿

的结构造型与仿生^[5-6],甲虫鞘翅结构的仿生设计及制备^[7-11]等。

轻量化设计逐渐成为飞机结构设计的重要因素之一,同时飞机结构为了满足功能性要求,方便维修,需要在机身蒙皮与机翼壁板等结构中设计开口。然而,这会导致构件出现局部应力集中现象,同时纤维复合材料的连续性无法得到保证,降低了结构的承载力,对结构的使用寿命和安全裕度均带来不利影响。因此,必须对飞机机体上的大开口结构区进行加筋强化。此外,在设计飞机大开口区加筋结构时,结构的静/动态性能,如许用应变、屈曲稳定性和结构颤振性等以及结构的散热性等方面的要求也需要协同考虑。在结构多功能设计中,轻质多孔材料具有良好的应用前景^[12]。卢天健^[13]、SEEPERSAD 等^[14]进行了大量有关蜂窝轻质结构多功能设计的研究。结果表明结构中的材料拓扑分布是影响轻质多孔结构性能的关键,为实现结构的多功能设计,需要对多孔材料进行拓扑优化设计。

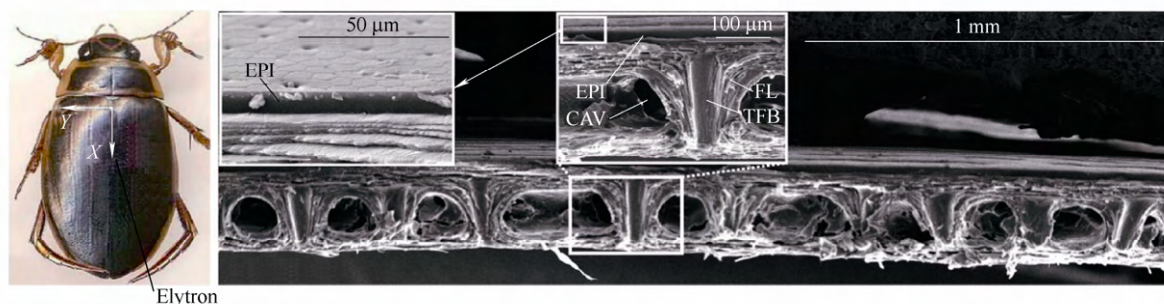
本文在前期工作基础上,将仿甲虫鞘翅轻质结构应用于飞机大开口区的加筋设计,并综合考虑飞机开口区结构的静、动态力学性能及散热性能,开展仿生轻质结构多功能协同优化设计,同时对开口区加筋结构进行整体布局优化设计,为飞机大开口区轻量化设计的研究奠定基础。

1 甲虫鞘翅的结构形态、力学特性及仿生轻质结构设计

经过亿万年的生物进化及自然选择,鞘翅目甲

虫形成了自然界中一个巨大的生物种群,拥有具有优化几何形态和材料拓扑分布的鞘翅结构。作为身体和外界接触的第一道屏障,鞘翅保护甲虫的身体和飞行翅免受外界冲击等伤害,具有轻质高强、耐损伤等优越的力学性能,目前已成为航空航天和深空探测领域轻质高强零部件设计的良好仿生对象^[15]。

东方龙虱是甲虫中比较特殊的一类群属,能够在水、陆、空全空间生活,其鞘翅具有优越的力学性能。根据文献[16],其鞘翅的横向和纵向断面具有相似的形态结构,图 1^[11]是东方龙虱鞘翅 X 方向断面微观结构扫描电镜图。由图可以发现,鞘翅断面由纤维层构成,内部有空腔以及“桥墩”状连接,是一种典型的空腔复合材料。各纤维层间的分布或相互平行、或经纬交叉或螺旋交织,具多种方式。通过测试得到鞘翅的密度为 0.89 g/cm^3 。对鞘翅进行宏观力学测试,沿 X 方向,新鲜鞘翅试样的拉伸断裂强度为 $194.5 \text{ MPa} \pm 23.4 \text{ MPa} (n=5)$,干燥试样为 $90.9 \text{ MPa} \pm 18.7 \text{ MPa} (n=6)$,其比强度分别为 $218 \text{ MPa/(g/cm}^3)$ 和 $102 \text{ MPa/(g/cm}^3)$ 。沿 Y 方向,新鲜试样的拉伸断裂强度为 $169.2 \text{ MPa} \pm 22.5 \text{ MPa} (n=4)$,干燥试样为 $85.4 \text{ MPa} \pm 13.7 \text{ MPa} (n=6)$,其比强度分别为 $190 \text{ MPa/(g/cm}^3)$ 和 $96 \text{ MPa/(g/cm}^3)$ 。与铝合金(600 MPa ,比重 2.8 g/cm^3)的比强度 $214 \text{ MPa/(g/cm}^3)$ 大致相当,而低于钛合金 TC11(强度极限 $\sigma_b=1\,030 \text{ MPa} \sim 1\,225 \text{ MPa}$,密度为 4.5 g/cm^3)的比强度 $272 \text{ MPa/(g/cm}^3)$ 。



(a) 东方龙虱及其鞘翅

(b) 鞘翅断面微观结构 (EPI: 外表皮层; FL: 纤维层; CAV: 鞘翅内腔; TFB: 空心纤维素)

图 1 东方龙虱鞘翅 X 方向断面微观结构扫描电镜图

根据东方龙虱鞘翅断面的微观结构特点,我们设计、制备了一种具有优异力学性能的基于环氧树脂基碳纤维的仿东方龙虱鞘翅轻质结构^[11],如图 2 所示。它是由面板和空腔芯板组成,芯管的空腔形状是有两段对称圆弧面和两段粘接平面构成,芯管

外侧是将各个芯管组合在一起的多层碳纤维波纹板,如图 2a、2b 所示,其纤维分布方式如图 2c。图中“-”表示纤维平行于纸面,“×”表示纤维垂直纸面。图 2d 是基于碳纤维预浸料布制备的仿生轻质结构试样。

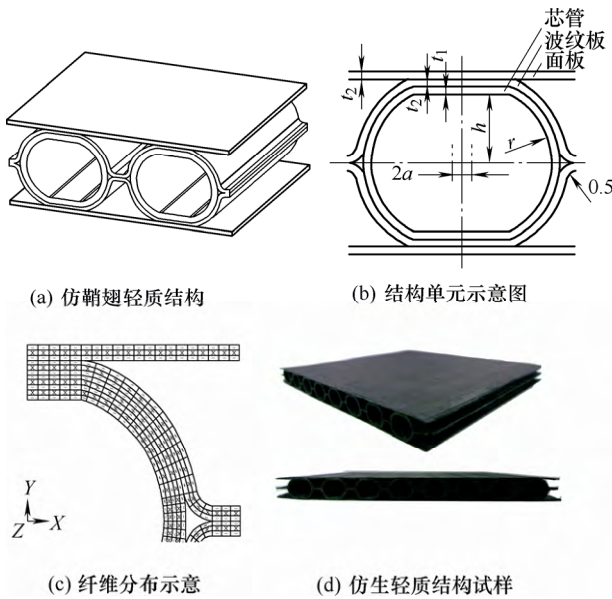


图2 基于碳纤维预浸料布的仿东方龙虱鞘翅轻质结构

2 仿生轻质结构的多功能协同优化

将所设计的仿生轻质结构应用于飞机大开口区加筋结构设计(如图3所示),要求结构应同时具备良好的散热性和静、动态力学性能。为此,首先进行仿生轻质结构的多功能协同优化设计。

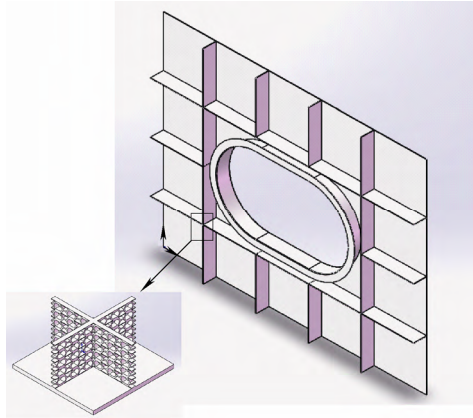


图3 应用仿生轻质结构的飞机大开口区加筋结构示意图

2.1 仿生轻质结构的散热性能分析

2.1.1 仿生轻质结构散热性能目标函数的建立

通常将热交换率与压降比作为衡量结构散热性能的指标,其比值越大则表示结构的散热性能越好^[17]。

因此,建立量纲一性能指标

$$I_{heat} = (ch^e) / \Delta p \quad (1)$$

式中, h^e 为等效换热系数; Δp 为压降。本文中的结构是指由仿生轻质结构排列构成的平板结构。

2.1.2 仿生夹芯结构热学模型的建立

(1) 结构等效换热系数的推导。仿东方龙虱鞘

翅轻质结构排列组成的平板结构尺寸如图4所示, $L \times W \times H = 100 \text{ mm} \times 100 \text{ mm} \times 50 \text{ mm}$ 。其上、下表面承受高温 T ; 冷却气体初始温度为 T_o , 以流速 v_o 流入平板。其中, 热交换的方式主要有两种, 一种是实体结构的热传导, 另一种则是结构单元孔隙壁面与冷却气体的热对流。模型中的高温 T 设为 393 K, 冷却气体 T_o 设为 298 K, 冷却气体的初始流速 v_o 取为 2 m/s。

根据图4的空腔排列方式, 结构在 z 方向上的温度分布近似为层状分布。暂时不考虑微单元结构的缺陷和热量损失, 结构内气体假设为充分发展层流, 且冷却气体换热率远小于内部热传导率。应用体积平均法计算单元内热交换, 在达到热稳态时, 结构温度 $T(y, z)$ 的控制方程和边界条件为^[18]

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 T(y, z)}{\partial z^2} - \frac{\alpha_A h}{k_z} [T(y, z) - T_f(y)] = 0 \\ T(y, 0) = T(y, H) = T \end{cases} \quad (2)$$

式中, $T_f(y)$ 为结构 y 截面气体的名义温度; α_A 为结构的表面积密度。 $\alpha_A = P_e / S$, P_e 为截面内孔隙的湿周; S 为截面的面积; h 为局部热交换系数; k_z 为结构在 z 方向上的导热系数。取 $m_z^2 = \alpha_A h / k_z$, 参考文献[13], 通过式(2)可求出结构整体等效换热系数 h^e 为

$$h^e = k_z m_z \tanh((m_z H) / 2) \quad (3)$$

(2) 结构等效换热系数的计算。

1) 结构导热系数的测量。一般使用稳态法和瞬态法测量结构导热系数, 导热系数较小的材料通常使用稳态法测量。因环氧树脂基碳纤维具有较小的导热系数, 仅为 $0.82 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$ ^[19], 因此测量结构导热系数时选择稳态法中的热板法。

根据 Fourier 定律, 有

$$\frac{dQ}{dt} = -k_z \left(\frac{dT}{dz} \right) ds \quad (4)$$

式中, dT/dz 为结构在 z 方向上的温度梯度; dQ/dt 为结构的传热速率。因 dQ/dt 难于直接测量, 故在本文中转化为测量中间变量, 根据

$$\left. \frac{dQ}{dt} \right|_{T_2} = -mc \left. \frac{dT}{dt} \right|_{T_2} \quad (5)$$

通过测试热板法中的低温铜板的冷却速率间接得到结构的传热速率。式中, m 为铜板质量; c 为铜板的比热容。

试验采用的热板法装置如图5a所示, 单层仿生结构试样放在两块良导体(铜板)间, 采用恒温控制系统使高温铜板保持在恒定温度 $T_1 (393 \text{ K} \pm 5 \text{ K})$, 低温铜板一侧进行自然对流, 其余方向采用玻璃纤维

保温材料进行隔热。系统达到稳态热平衡后,低温铜板保持恒定的温度 T_2 。这时只要测出结构试样的厚度 h 和低温铜板的恒定温度 T_2 ,就可以测得结构在 z 方向上的温度梯度。移去试样后,再次将低温铜板升温到比 T_2 高约 10 K,之后在同样的自然对流条件下,测出温度大于和小于 T_2 时铜板的冷却曲线,使用最小二乘法进行曲线拟合,得到 T_2 温度下低温铜板的冷却速率,进而得到结构传热速率。试验数据及拟合曲线如图 5b 所示。

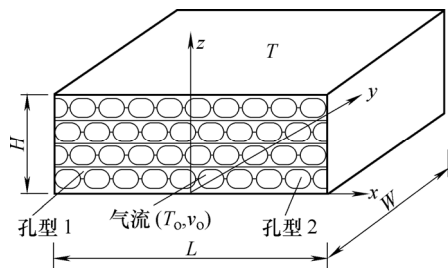
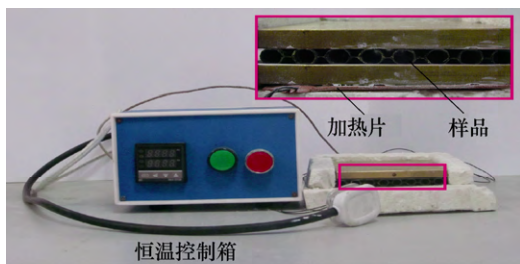
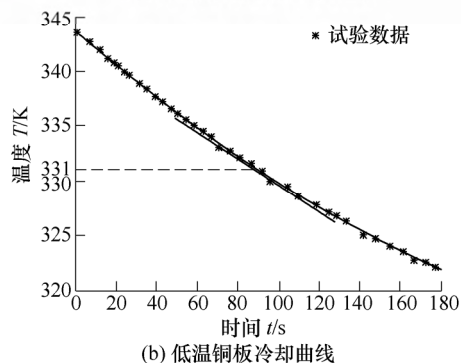


图 4 结构等效热学模型



(a) 导热系数测量试验装置



(b) 低温铜板冷却曲线

图 5 仿生结构导热系数的测量装置和试验测试曲线

低温铜板的稳定温度由试验测得为 331 K, 已知试样厚度 $h=9.3$ mm, 则得到试样上下表面的温度梯度为 6 667 K/m。同时, 由图 5b 中的拟合曲线可知铜板在 331 K 的冷却速率为 0.143 9 K/s, 因此, 由式(4)、(5)可得仿生结构 z 方向的导热系数 $k_z=0.715$ W/(m·K)。

2) 截面局部平均换热系数。近似将仿生结构的芯体看做是由三角形及正六边形蜂窝构成(图 4)。设前者数量为 N_1 , 后者数量为 N_2 。依据 Shah 和

London^[20]推导出的组合结构局部换热系数 h 的计算公式, 有

$$h=(Nu_{be,e}k_f)/D_h \quad (6)$$

式中, K_f 为气体的导热系数, 取值 0.026 W/(m·K); $Nu_{be,e}$ 为截面等效努赛尔数; D_h 为等效水力直径。文献[20]同时给出了组合结构的等效压降

$$\Delta p=2\mu_f L[(fRe)_e/(AD_h^2)]W \quad (7)$$

此处设流体的物性为定值, 且不计入口和出口的压力损失。式中, μ_f 为给定温度下干空气的运动粘度; $(fRe)_e$ 为组合孔结构的等效摩擦阻力系数和雷诺数的积。

上两式中, $Nu_{be,e}$ 、 D_h 及 $(fRe)_e$ 的具体计算参考文献[17], 由传热学手册^[21]可得孔型 1 和孔型 2 的 $Nu_{be,1}$ 为 3.34, $Nu_{be,2}$ 为 2.47, $(fRe)_1$ 为 15, $(fRe)_2$ 为 13.25。

已知结构导热系数 K_z 和结构截面局部平均换热系数 h 后, 根据公式(3)即可计算仿生结构的等效换热系数。

(3) 仿生轻质结构的散热性能优化。将结构等效换热系数 h^e 和等效压降 Δp 的计算结果代入公式(1)即可求得仿东方龙虱鞘翅平板结构的散热性能。进一步以结构散热性能指标 I_{heat} 为目标函数, 采用线性搜索即可对仿生结构的散热性能进行优化设计。在优化过程中结构截面形状保持不变, 即形状系数 c_z 取定值, c_z 可根据导热系数公式 $k_z \approx c_z \rho k_s$ 求解。式中, ρ 为结构密度; k_s 为结构导热系数。

2.2 仿生轻质结构静/动态力学性能分析

2.2.1 仿生轻质结构静/动态力学性能的评价指标

将仿生轻质结构作为飞机大开口区的加筋结构, 用以抵抗面板上压缩应力引起的变形, 提高抗屈曲刚度^[22], 为此将仿生轻质结构的抗压刚度 EI 作为结构静态力学性能指标; 同时为避免共振产生破坏, 利用仿生轻质结构的一、二阶频率构造结构动态性能指标, 其一阶频率应尽可能小, 且与二阶频率尽可能偏离, 故使用量纲一式 $f_1/(f_2 - f_1)$ 来表征结构的动态性能, 式中, f_1 、 f_2 分别为结构的一阶和二阶频率, 其值越小表示结构动态性越好。

2.2.2 仿生轻质结构静/动态力学性能的响应面分析

1) 有限元参数化建模及试验样本的力学性能计算

使用 Patran 建立结构的参数化模型, 共定义 5 个设计变量(如图 2b 所示): 碳纤维芯管圆弧中心与结构对称中心的距离, 即中心距 a , 芯管半径 r , 芯

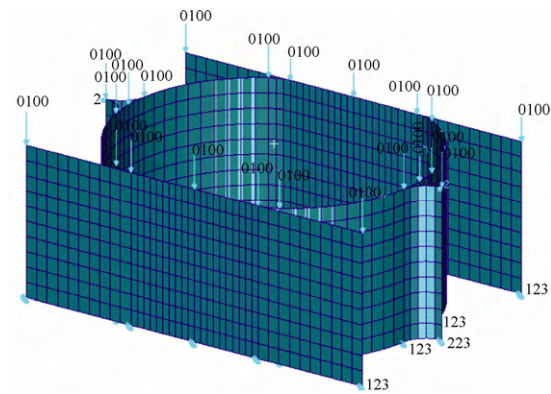


图 6 仿生结构单胞的力学有限元模型

管高度 h ，芯管铺层厚度 $t_1=0.13n_1$ ，波纹板和上、下层板厚度 $t_2=0.13n_2$ ，其中 n_1 、 n_2 为纤维铺层数，纤维层单层厚度为 0.13 mm。各参数取值范围见表 1。仿生结构采用环氧树脂基碳纤维 T300，材料属性见表 2。有限元模型见图 6，碳纤维层结构使用四节点层单元进行模拟，模型一端固定，另一端施加位移载荷 0.01 mm，波纹板施加对称载荷。试验设计使用拉丁超立方方法，确定 32 个样本点，并进行仿真计算，得到表 3 中的各样本点的静/动态力学性能。

表 1 仿生轻质结构设计变量取值范围

设计变量	中心距 a/mm	芯管半径 r/mm	芯管高度 h/mm	纤维铺层数 n_1	纤维铺层数 n_2
取值范围	0 ~ 2	1.5 ~ 5	1.5 ~ 5	2 ~ 7	2 ~ 7

表 2 T300/3234 材料属性

密度 ρ $/(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})$	纵向弹性模 量 E_1/GPa	横向弹性模 量 E_2/GPa	主泊松 比 μ_{12}	纵横剪切弹性 模量 G_{12}/GPa	纵向拉伸强 度 X'/MPa	纵向压缩强 度 X''/MPa	横向拉伸强 度 Y'/MPa	横向压缩强 度 Y''/MPa	纵横剪切强 度 S/MPa
1.6	181	10.3	0.28	7.17	1 490	1 490	40	24	68

表 3 仿生结构样本点及响应值

编号	中心距 a/mm	芯管半径 r/mm	芯管高度 h/mm	纤维铺层数 n_1	纤维铺层数 n_2	抗压刚度 $EI/(\times 10^7 \text{N}\cdot\text{m}^3)$	动态性能 $f_1/(f_2-f_1)$
1	1.64	4.48	2.84	5	5	2.97	0.20
2	1.61	4.86	4.48	4	4	2.51	0.48
3	0.64	4.43	2.40	6	7	2.97	0.13
4	1.11	2.24	1.96	6	6	1.76	0.21
5	1.98	4.21	4.15	6	3	1.25	0.19
6	0.36	4.70	3.55	6	4	2.24	0.36
7	1.95	2.57	2.07	5	5	2.06	0.11
8	1.92	4.26	1.69	6	6	3.65	0.10
9	1.42	3.71	2.79	3	5	2.56	0.23
10	1.77	3.44	2.18	4	7	3.62	0.08
11	1.05	4.75	2.73	4	6	3.23	0.22
12	0.08	2.89	2.51	3	3	0.93	0.29
13	1.86	3.93	3.33	6	5	2.71	0.09
14	1.70	3.99	1.53	3	3	1.68	0.43
15	0.98	3.33	3.28	4	7	2.83	0.29
16	1.17	4.81	3.22	4	5	2.92	0.29
17	0.30	3.11	3.06	7	4	1.77	0.33
18	1.58	3.00	2.95	2	3	1.29	0.14
19	0.42	4.15	1.80	4	2	0.87	0.17
20	0.83	3.50	1.75	6	5	1.93	0.22
21	1.39	2.62	2.46	3	4	1.49	0.22
22	1.45	3.88	2.89	2	4	2.22	0.21
23	0.73	3.77	1.64	4	5	1.86	0.32
24	0.70	2.79	1.58	4	2	0.57	0.25
25	1.33	4.64	3.82	3	3	1.74	0.35
26	0.86	4.59	3.77	2	6	3.30	0.28
27	0.48	4.92	2.68	6	3	1.76	0.12
28	0.89	3.06	2.29	5	4	1.45	0.28
29	0.55	4.97	2.35	4	5	2.38	0.23
30	0.39	4.10	3.93	5	4	2.03	0.54
31	1.48	4.37	4.21	5	4	2.21	0.40
32	0.23	4.54	2.13	3	6	2.06	0.20

2) 响应面分析

根据试验设计的样本点以及相应的计算结果, 利用二次多项式建立结构静、动态力学性能的响应面拟合函数

$$I_{STATIC}=10^5(-2.2381-15.821r+12.215h-4.2672n_1-4.6995n_2-19.639a-94.927r^2+557.880h^2+2.1151n_1^2-1.835n_2^2-24.549a^2+25.128rh+103.74rn_1+7.4631rn_2+118.740ra-701.33hn_1+4.396.7hn_2-20.114000ha-0.52668n_1n_2-10.606n_1a+27.007n_2a)$$

$$I_{DYNAMIC}=0.0834-24.3638r-364.0824h+0.1643n_1+0.1651n_2+116.1153a-0.1462r^2+74.275h^2-0.020$$

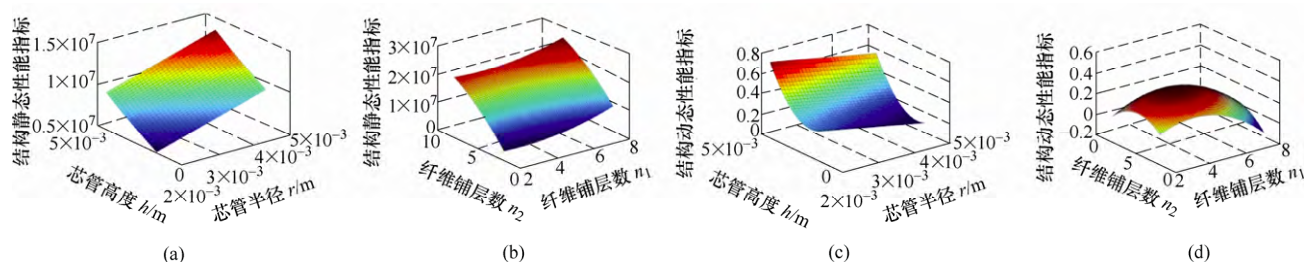


图7 仿生轻质结构静/动态力学性能的响应面

从图7可见:随着 h 的增加,结构静/动态性能均呈上升趋势;而 r 越大,结构的静态性能越好,但动态性能呈下降趋势;随着 n_1 和 n_2 的增加,结构的静态性能呈上升趋势,而动态性能则先增加到一定值后又会下降。

2.3 仿生轻质结构多功能协同优化设计

在开展航空航天结构设计过程中,既要满足结构的静、动态力学性能要求,又要保证结构良好的散热性以及轻量化。进行飞机大开口区加筋结构设计时,按结构的静、动态性能、散热性和结构轻量化等四项性能指标的重要度,分别取权系数 $\alpha_1=0.3$, $\alpha_2=0.2$, $\alpha_3=0.2$ 和 $\alpha_4=0.3$ 。目标归一化处理后的优化模型为

$$\min: I = \sum_{i=1}^4 \alpha_i I_i; \quad \sum_{i=1}^4 \alpha_i = 1$$

$$\text{s.t.} \quad \begin{cases} -r+h \leq 0 \\ 2 \leq r \leq 5 \\ 1.5 \leq h \leq 5 \\ 2 \leq n_1 \leq 7 \\ 2 \leq n_2 \leq 7 \\ 0 \leq a \leq 2 \end{cases}$$

式中 I_i ——归一化后的目标函数;

I_1 ——结构的静态性能目标函数;

I_2 ——结构的动态性能目标函数;

I_3 ——结构的散热性能目标函数;

I_4 ——结构总质量目标函数。

此处,各优化子目标首先作为单一优化目标函数,利用线性搜索法求出最优结果。然后以各子目标函数与其最优结果的比值作为归一化后的目标函数 I_i 。其中,结构的静态性能和散热性能越大越好,动态性能和结构总质量越小越好,为统一表述为求总目标函数的最小值,结构静态性能和散热性能的归一化目标函数定义为目标函数与其最优结果的比值的倒数。

由于 n_1 和 n_2 表示纤维铺层数,只能取整数,故在优化模型中为离散变量。优化设计时,首先对其进行连续化处理再寻优,得到最优解后,再对 n_1 和 n_2 就近选择离散值。结构尺寸参数在优化前后具体数值见表4,性能对比如表5所示。

由表5可见,仿生轻质结构优化后的散热性能、抗压刚度分别是优化前的14.3倍和2.1倍;在相同承载条件下结构减重效果明显,质量下降11%,动态性能也得到了提高。进一步对响应面法的优化结果进行有限元验证,可知有限元分析结果与响应面拟合函数的结果相对误差小于5%,说明响应面拟合函数满足精度要求,结果可信。

表4 优化前后仿生轻质结构尺寸参数数值

模型参数	中心距 a/mm	纤维铺层数 n_1	纤维铺层数 n_2	芯管高度 h/mm	芯管半径 r/mm
优化前	0.75	5	3	3.46	3.7
优化后	1.2	2	4	3.6	4.8

表 5 优化前后仿生轻质结构性能对比

评价指标	优化前	优化后有限元值	优化后响应面值	相对误差 (%)
平板质量 W/g	305	—	271.6	—
动态性能 $f_1/(f_2-f_1)$	0.33	0.28	0.28	0.6
抗压刚度 $EI/(N \cdot m^3)$	8.7×10^6	1.8×10^7	1.9×10^7	3.3
散热性能指标 $ch^e/\Delta p$	2.0×10^{-8}	—	2.8×10^{-7}	—

3 基于仿生轻质结构的飞机大开口区加筋结构布局优化设计

将优化后的仿生轻质结构应用于飞机大开口区的加筋结构，还需进一步对筋板的整体布局进行优化设计。其中设计变量含有离散变量(筋板数目)和连续变量(筋板尺寸)，故本文仍采用响应面法建立原问题的近似模型，再利用遗传算法对模型进行优化设计，并判断近似模型的有效性。

3.1 飞机大开口区加筋结构布局优化目标函数

飞机大开口区的加筋结构主要承受剪切力作用，初始结构尺寸见图8。飞机蒙皮初始厚度 1.82 mm，铺层顺序为[45/90/-45/45/90/-45/0]s，筋板高 49 mm，厚 1.82 mm。原则上，在设计载荷作用下复合材料筋板应能保证不发生屈曲，且应变小于许用应变^[23]，故本文在进行飞机开口区加筋结构布局优化设计时，首先对结构进行屈曲分析，并将其一阶屈曲因

子和最大位移作为优化设计过程中的约束条件，而将结构的总质量最小作为布局优化设计的目标函数。

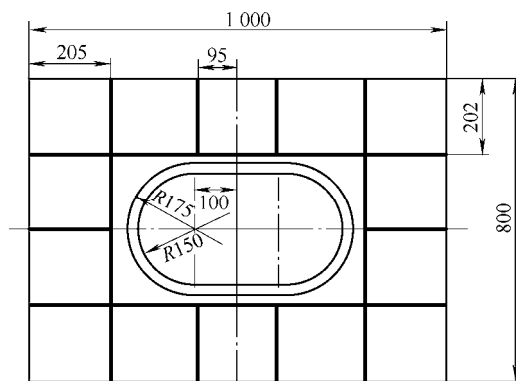


图 8 飞机开口区筋板结构尺寸

3.2 代理模型的建立

本文飞机大开口区加筋结构布局优化的设计变量有纵、横加强筋的个数 p_1 、 p_2 ，蒙皮的 0° 、 $\pm 45^\circ$ 和 90° 的铺层数 m_1 、 m_2 、 m_3 ，加强筋的宽度 w 和高度 h ，各变量取值范围见表 6。

表 6 加筋结构参数及其取值

设计变量	纵加强筋板个数 p_1	横加强筋板个数 p_2	蒙皮 0° 铺层数 m_1	蒙皮 $\pm 45^\circ$ 铺层数 m_2	蒙皮 90° 铺层数 m_3	加强筋宽度 w/mm	加强筋高度 h/mm
取值范围	2~5	2~5	1~10	2~20	1~10	2~8	9.8~49

利用前文所述试验设计方法选取开口区加筋结构布局 38 个样本点，并进行样本点有限元计算。由于所设计的仿生轻质结构是一种典型的 Sandwich 夹芯结构，单个样本点的计算量大，因此，本文将夹芯多孔筋板结构进行等效处理，以体积和力学性能均相同的实体代替多孔结构进行有限元计算，见图 9。仿生多孔结构组成的筋板在 yz 平面内呈现正交各向异性，此时 yz 平面内的本构方程为

$$\begin{pmatrix} \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{yz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{E_y}{1-\mu_y\mu_z} & \frac{E_y\mu_z}{1-\mu_y\mu_z} & 0 \\ \frac{E_z\mu_y}{1-\mu_y\mu_z} & \frac{E_z}{1-\mu_y\mu_z} & 0 \\ 0 & 0 & G_{yz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{yz} \end{pmatrix}$$

对仿生轻质结构施加单向应力 $(\sigma_y \ 0 \ 0)^T$ 、 $(\sigma_z \ 0 \ 0)^T$ 和 $(0 \ 0 \ \tau_{yz})^T$ 和相应约束，并得到其相应的应变表

达式 $(\varepsilon_{1y} \ \varepsilon_{1z} \ 0)^T$ 、 $(\varepsilon_{2y} \ \varepsilon_{2z} \ 0)^T$ 和 $(0 \ 0 \ \gamma_{yz})^T$ ，代入上式可得结构的等效弹性模量和泊松比： $E_y = \sigma_y / \varepsilon_{1y}$ ， $E_z = \sigma_z / \varepsilon_{1z}$ ， $\mu_y = -\varepsilon_{1z} / \varepsilon_{1y}$ ， $\mu_z = -\varepsilon_{2y} / \varepsilon_{2z}$ ， $G_{yz} = \tau_{yz} / \gamma_{yz}$ 。又根据参考文献[24]可获得结构沿 x 方向上的材料力学性能，等效后的材料属性见表 7。等效方法简化了有限元建模和求解过程，提高了计算效率。因此使用等效后的实体模型进行加筋结构的参数化建模，飞机蒙皮使用四节点单元进行模拟，等效后的仿生轻质结构筋板采用正六面体单元模拟，而蒙皮与筋板的连接则通过定义节点重合模拟。为模拟飞机大开口结构在剪切作用下的力学响应，对模型的一个对角点施加固定约束，在沿对角线的另一角点上施加拉伸载荷，并约束板四边的 z 向位移。对 38 个样本点进行仿真计算，即可得到各样本点的屈曲因子 λ 、结构质量 m 及最大位移 $S_{\max}$ 。

以试验样本点及其计算结果为依据，利用二次多项式拟合飞机开口区加筋结构一阶屈曲因子关于设计变量的响应面函数

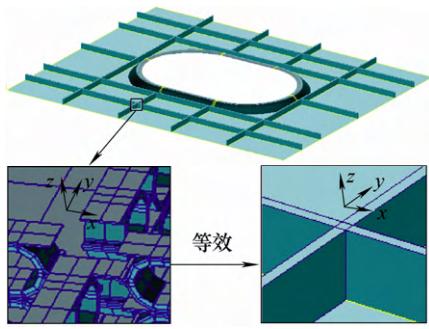


图9 仿生轻质夹芯结构筋板的等效模型

表7 仿生轻质结构的等效材料性能

x 方向等效弹性模量 E_x /GPa	y 方向等效弹性模量 E_y /GPa	z 方向等效弹性模量 E_z /GPa	y 方向泊松比 μ_y	z 方向泊松比 μ_z	剪切弹性模量 G_{yz} /GPa	密度 ρ /(g·mm ⁻³)
18.4	9.3	8.4	0.31	0.28	0.48	0.48

得到的飞机开口区加筋结构一阶屈曲因子响应面见图10: $m_1=7, m_2=8, m_3=5, h=39.2$ mm, $w=4$ mm 时, 结构一阶屈曲因子关于纵、横筋板数 p_1, p_2 的响应面; $m_1=7, m_2=8, m_3=5, p_1=3, p_2=4$ 时, 结构一阶屈曲因子关于筋板宽和高 w, h 的响应面; $h=39.2$ mm, $m_3=5, w=4$ mm, $p_1=3, p_2=4$ 时, 结构一阶屈曲因子关于蒙皮 0° 和 $\pm 45^\circ$ 铺层厚度 m_1, m_2 的响应面; $m_1=7, m_2=8, w=4$ mm,

$$\begin{aligned} \lambda = & -2.4481 + 0.3496p_1 - 0.1664p_2 + 0.2269d + \\ & 0.0276h - 0.057m_1 + 0.2243m_2 + 0.1724m_3 - 0.0067p_1^2 + \\ & 0.0143p_2^2 - 0.0042d^2 - 0.0008h^2 + 0.0179m_1^2 - \\ & 0.0097m_2^2 - 0.0011m_3^2 + 0.035p_1p_2 + 0.0094p_1d - 0.002 \\ & 9p_1h - 0.0159p_1m_1 - 0.0142p_1m_2 - 0.0147p_1m_3 - \\ & 0.0397p_2d + 0.0082p_2h - 0.015p_2m_1 - 0.013p_2m_2 + \\ & 0.0079p_2m_3 + 0.0026dh - 0.0044dm_1 - 0.0093dm_2 - \\ & 0.0051dm_3 + 0.0002hm_1 - 0.0009hm_2 - \\ & 0.0008hm_3 + 0.0067m_1m_2 - 0.0056m_1m_3 + 0.0019m_2m_3 \end{aligned}$$

$h=39.2$ mm, $p_2=4$ 时, 结构一阶屈曲因子关于蒙皮 90° 铺层厚度和纵向筋板数 m_3, p_1 的响应面。由图可知, 飞机开口区加筋结构的一阶屈曲因子在其余5个变量不变时, 会随蒙皮 0° 铺层厚度 m_1 的增大先减后增; 随横向筋板数 p_2 、蒙皮 90° 铺层厚度 m_3 的增大而增大; 随筋板高度 h 、蒙皮 $\pm 45^\circ$ 铺层厚度 m_2 的增大先增后减。而纵向筋板个数 p_1 的变化几乎对开口区加筋结构的一阶屈曲因子无影响。

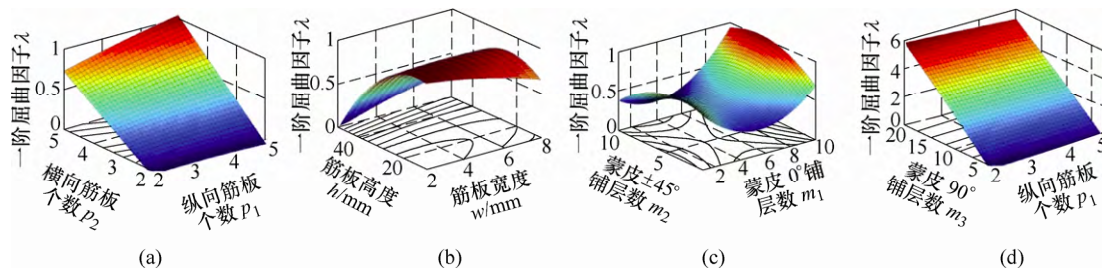


图10 飞机开口区加筋结构一阶屈曲因子的响应面

同理, 利用二次多项式对加筋结构最大位移的响应面函数进行拟合

$$\begin{aligned} s_{\max} = & 100 \times (0.9176 - 0.1531p_1 - 0.065p_2 + 0.0049d + \\ & 0.0045h - 0.0641m_1 - 0.0333m_2 - 0.0344m_3 + 0.0198p_1^2 - \\ & 0.0108p_2^2 - 0.0073d^2 - 0.0001h^2 + 0.0045m_1^2 - \\ & 0.003m_2^2 + 0.0013m_3^2 + 0.0233p_1p_2 + 0.0087p_1d - \\ & 0.0032p_1h - 0.001p_1m_1 + 0.0049p_1m_2 - 0.0028p_1m_3 + \\ & 0.0026p_2d + 0.0012p_2h - 0.0029p_2m_1 + 0.0031p_2m_2 + \\ & 0.0021p_2m_3 + 0.0008dh - 0.0009dm_1 + 0.0002dm_2 + \\ & 0.0004dm_3 + 0.0005hm_1 - 0.0001hm_2 - 0.00024hm_3 + \\ & 0.002m_1m_2 - 0.0005m_1m_3 + 0.0016m_2m_3) \end{aligned}$$

得到的飞机开口区加筋结构最大位移响应面见图11: $m_1=7, m_2=8, m_3=5, h=39.2$ mm, $w=4$ mm 时, 结构最大位移关于纵、横筋板数 p_1, p_2 的响应面; $m_1=7, m_2=8, m_3=5, p_1=3, p_2=4$ 时, 结构最大位移关于筋板宽和高 w, h 的响应面; $m_3=5$,

$w=4$ mm, $h=39.2$ mm, $p_1=3, p_2=4$ 时, 结构最大位移关于蒙皮 $0^\circ, \pm 45^\circ$ 铺层厚度 m_1, m_2 的响应面;

$w=4$ mm, $h=39.2$ mm, $m_1=7, m_2=8, p_2=4$ 时, 结构最大位移关于蒙皮 90° 铺层厚度 m_3 和纵向筋板数 p_1 的响应面。由图可知, 飞机开口区加筋结构的最大位移在其余5个变量一定时, 会随筋板宽、高 w, h 的增大而增大; 随蒙皮 $0^\circ, 90^\circ$ 铺层厚度 m_1, m_3 的增大先减后增; 随横向筋板数 p_2 和蒙皮 $\pm 45^\circ$ 铺层厚度 m_2 的增大先增后减; 随纵向筋板数 p_1 增大而减小。可见, 各变量对飞机开口区筋板结构的最大位移均有较大影响。

采用二次多项式拟合得到的飞机大开口区加筋结构总质量的响应面函数为

$$\begin{aligned} m = & 9.0758 + 3.3665p_1 - 0.7579p_2 - 2.2638d - \\ & 0.2251h - 0.6317m_1 - 1.1936m_2 + 0.052m_3 - 0.43p_1^2 + \\ & 0.12p_2^2 + 0.1188d^2 + 0.0023h^2 - 0.0356m_1^2 + 0.0926m_2^2 + \end{aligned}$$

$$0.002\ 1m_3^2-0.390\ 5p_1p_2-0.072\ 7p_1d+0.026\ 6p_1h+0.068\ 6p_1m_1-0.009p_1m_2+0.043p_1m_3+0.114\ 2p_2d-0.018\ 9p_2h+0.179p_2m_1+0.034\ 5p_2m_2-0.004\ 3p_2m_3+$$

$$0.006dh+0.076\ 9dm_1+0.094\ 7dm_2-0.005\ 7dm_3+0.003\ 8hm_1+0.012\ 3hm_2-0.002hm_3-0.044\ 6m_1m_2+0.007\ 8m_1m_3-0.017\ 4m_2m_3$$

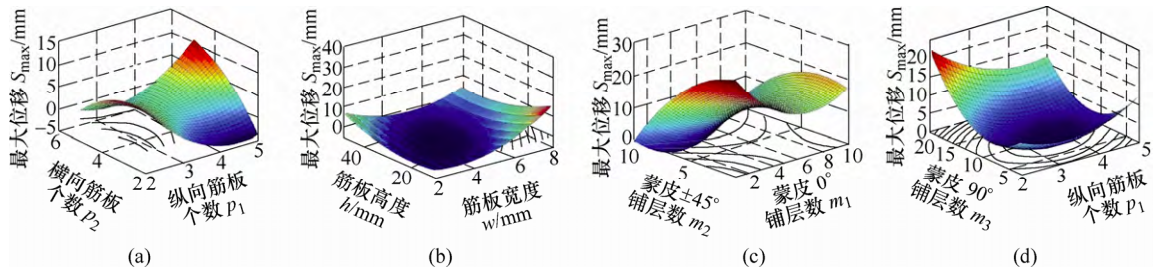


图 11 筋板结构最大位移响应面

3.3 飞机大开口区加筋结构布局优化

根据以上分析，可以建立飞机大开口区加筋结构布局优化的数学模型

$$\begin{aligned} \min \quad & m(x) \\ \text{s.t.} \quad & \begin{cases} \lambda(x) \geq \lambda^* \\ s_{\max}(x) \leq s^* \\ lb \leq x \leq ub \end{cases} \end{aligned}$$

式中， x 是设计变量； lb 、 ub 为其上、下限； $m(x)$

为飞机开口区加筋结构总质量； $\lambda(x)$ 为其一阶屈曲因子； λ^* 为稳定约束时一阶屈曲因子允许取的最小值，为 0.8； s^* 为结构最大位移许用值，可由碳纤维许用安全应变 $5\ 500\mu\epsilon$ 计算得到^[25]。对所建立的优化数模，利用遗传算法进行优化设计，可得加筋结构各参数的最优解(表 8)，加筋结构优化前后的结构对比见图 12。飞机大开口区加筋结构布局优化前后的抗屈曲性能和结构总质量见表 9。

表 8 飞机大开口区加筋结构布局优化前后的结构尺寸对比

模型参数	加强筋宽度 w/mm	加强筋高度 h/mm	纵加强筋板 个数 p_1	横加强筋板 个数 p_2	蒙皮 0° 铺 层数 m_1	蒙皮 ±45° 铺层数 m_2	蒙皮 90° 铺层数 m_3
优化前	1.82	49	3	4	2	4	4
优化后	4	19.6	5	4	6	16	4

表 9 飞机开口区加筋结构布局优化结果及误差分析

	优化前	优化后	有限元	误差分析(%)
结构质量 m/kg	3.2	2.74	2.8	2.1
一阶屈曲因子	0.84	1.02	0.99	3.0
最大位移 $S_{\max}/\text{mm}$	15.2	12.1	11.6	4.0

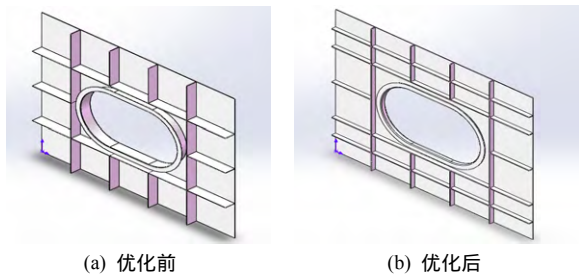


图 12 加筋结构优化设计前后的结构对比图

从表 9 可知，在相同载荷工况下，飞机大开口区加筋结构布局优化后结构总质量减少 15%，一阶屈曲因子和最大位移为 1.02 和 2.1 mm，较优化前分别提高 21%和下降 20%，优化效果明显。同时，响应面法求得的最优解与有限元结果的相对误差小于 5%，精度满足要求，结果可信。优化后的开口区结构屈曲云图如图 13 所示。

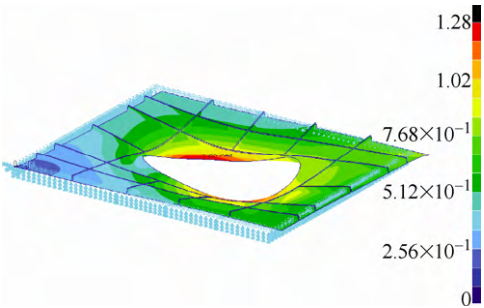


图 13 飞机开口区加筋结构布局优化后的屈曲云图

4 结论

(1) 通过对东方龙虱鞘翅断面微观结构的观测，发现其是一种具“桥墩”状连接的空腔复合层状结构，材料分布具有拓扑分布特征，力学性能试

验结果表明它是一种典型的轻质高强结构材料。本文在分析飞机承剪大开口加筋结构受力基础上,将仿生多孔夹芯结构应用于开口区筋板设计,从而为飞机结构的轻量化设计提供创新理念和设计方法。

(2) 根据飞机大开口区加筋结构的使用性能要求,确定了筋板结构的散热性能和静、动态力学性能指标。通过建立结构热学模型和响应面拟合函数得到其散热性能与静、动态性能函数;并最终建立总体目标函数,实现了仿生轻质夹芯结构的多功能协同优化设计。优化后的结构抗压刚度和散热性能分别是优化前的 2.1 和 14.3 倍,动态性能指标得到明显改善,在相同载荷条件下结构减重 11%。

(3) 将优化后具有良好散热性能和静/动态力学性能的仿生轻质结构作为飞机大开口区的加筋结构,进一步对筋板的整体布局进行优化设计。采用响应面法分别建立飞机开口区筋板整体结构的一阶屈曲因子、最大位移和结构总质量的响应面近似模型,并以结构总质量最小作为优化目标,结构一阶屈曲因子和最大位移作为约束条件建立优化数学模型,利用遗传算法求解,实现飞机大开口区加筋结构的布局优化。结果显示在同等载荷条件下,开口区结构总质量减少 15%,同时飞机开口区加筋结构的屈曲因子提升到 1.02,提高 21%,结构最大位移减小为 12.1 mm,减少 20%,优化效果显著。

参 考 文 献

- [1] LUZ G M, MANO J F. Biomimetic design of materials and biomaterials inspired by the structure of nacre[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London A : Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 2009, 367(1893): 1587-1605.
- [2] BARTHELAT F. Nacre from mollusk shells: A model for high-performance structural materials[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2010, 5(3): 1-8.
- [3] MILWICH M, SPECK T, SPECK O, et al. Biomimetics and technical textiles: Solving engineering problems with the help of nature's wisdom[J]. American Journal of Botany, 2006, 93(10): 1455-1465.
- [4] TEERI T T, BRUMER H, DANIEL G, et al. Biomimetic engineering of cellulose-based materials[J]. Trends in Biotechnology, 2007, 25(7): 299-306.
- [5] DENG Meng, KUMBAR S G, NAIR L S, et al. Biomimetic structures: Biological implications of dipeptide-substituted polyphosphazene-polyester blend nanofiber matrices for load-bearing bone regeneration[J]. Advanced Functional Materials, 2011, 21(14): 2641-2651.
- [6] 胡巧玲, 李晓东, 沈家骢. 仿生结构材料的研究进展[J]. 材料研究学报, 2003, 17(4): 337-344.
HU Qiaoling, LI Xiaodong, SHEN Jiacong. Progress in structure biomimetic materials[J]. Chinese Journal of Materials Research, 2003, 17(4): 337-344.
- [7] GORB S N, BEUTEL R G, GORB E V, et al. Structural design and biomechanics of friction-based releasable attachment devices in insects[J]. Integrative and Comparative Biology, 2002, 42(6): 1127-1139.
- [8] GORB S N, GOODWYN P J. Wing-locking mechanisms in aquatic heteroptera[J]. Journal of Morphology, 2003, 257(2): 127-146.
- [9] CHEN Jinxiang, WU Gang. Beetle forewings: Epitome of the optimal design for lightweight composite materials[J]. Carbohydrate Polymers, 2013, 91(2): 659-665.
- [10] GUO Ce, SONG Wenwei, DAI Zhendong. Structural design inspired by beetle elytra and its mechanical properties[J]. Chinese Science Bulletin, 2012, 57(8): 941-947.
- [11] GUO Ce, LI Dong, LU Zhenyu, et al. Mechanical properties of a novel, lightweight structure inspired by beetle's elytra[J]. Chinese Science Bulletin, 2014, 59(26): 3341-3347.
- [12] 王博. 正交各向异性蜂窝材料多功能优化设计[J]. 复合材料学报, 2008, 25(3): 202-209.
WANG Bo. Optimum design of multi-functional orthotropic honeycomb materials[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(3): 202-209.
- [13] GU S, LU Tianjian, EVANS A G. On the design of two-dimensional cellular metals for combined heat dissipation and structural load capacity[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2001, 44(11): 2163-2175.
- [14] SEEPERSAD C C, DEMPSAY B, ALLEN J K, et al. Design of multifunctional honeycomb materials[J]. AIAA Journal, 2004, 42(5): 1025-1033.
- [15] 虞庆庆, 王卫英, 杨志贤, 等. 东方龙虱鞘翅微结构及力学性能研究[J]. 自然科学进展, 2006, 16(3): 365-369.
YU Qingqing, WANG Weiying, YANG Zhixian, et al. Micro-structure and mechanical properties of the Cybister elytra[J]. Progress in Natural Science, 2006, 16(3): 365-369.
- [16] YANG Zhixian, DAI Zhendong, GUO Ce. Morphology and mechanical properties of cybister elytra[J]. Chinese Science Bulletin, 2010, 55(8): 771-776.
- [17] WANG Bo, CHENG Gengdong. Design of cellular

- structures for optimum efficiency of heat dissipation[J]. *Structural & Multidisciplinary Optimization* ,2005 ,30(6) : 447-458.
- [18] 王博,王斌,程耿东. Kagome 蜂窝夹层平板的多功能优化设计[J]. *复合材料学报*, 2007, 24(3) : 109-115.
WANG Bo , WANG Bin , CHENG Gengdong. Multifunctional design of sandwich panels with Kagome-like cores[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica* , 2007 , 24(3) : 109-115.
- [19] 杨乃宾,章怡宁,马祖康,等. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
YANG Naibin , ZHANG Yining , MA Zukang , et al. Composite materials for aircraft structures[M]. Beijing : Aviation Industry Press , 2004.
- [20] SHAH R K , LONDON A L. Laminar flow forced convection in ducts[M]. New York : Academic Press , 1978.
- [21] 李荫亭. 热传递手册[M]. 北京:科学出版社,1985.
LI Yinting. Handbook of heat transfer [M]. Beijing : Science Press , 1985.
- [22] 王志瑾,姚卫星. 飞机结构设计[M]. 北京:国防工业出版社,2004.
WANG Zhijin , YAO Weixing. Aircraft structural design[M]. Beijing : National Defend Industry Press , 2004.
- [23] 李映红,赵智姝,韩勐. 复合材料在飞机结构上的广泛应用[J]. *装备制造技术*, 2011(4) : 138-140.
LI Yinghong , ZHAO Zhishu , HAN Meng. The wide application occasions of composite material in the aircraft structure[J]. *Equipment Manufacturing Technology* , 2011(4) : 138-140.
- [24] 李冬. 基于碳纤维仿甲虫鞘翅结构的设计、制备及力学性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
LI Dong. Design , manufacture of epoxy/CERP lightweight structure inspired by beetle elytra and its mechanical properties[D]. Nanjing :Nanjing University of Aeronautics and Astronautics , 2012.
- [25] 吴莉莉,姚卫星. 复合材料加筋板结构的二级协同优化设计方法[J]. *南京航空航天大学学报*, 2011 , 43(5) : 645-649.
WU Lili ,YAO Weixing. Two-level collaborative optimum design method for composite stiffened panel[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics* , 2011 , 43(5) : 645-649.

作者简介:郭策(通信作者),女,1971 年出生,教授,博士研究生导师。
主要研究方向为仿生多功能结构设计、结构拓扑优化。
E-mail : guozc@nuaa.edu.cn