

尾座式电动飞机复合材料机翼结构优化设计*

麻震宇¹, 张祎桀¹, 张琪¹, 邓小龙¹, 于乃辉²

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073; 2. 陆军炮兵防空兵学院机械工程系, 安徽合肥 230031)

摘要:以复杂地形地区物资快速投送平台设计为背景,开展尾座式电动飞机复合材料机翼设计研究。对机翼结构载荷进行分析,对机翼结构构件布置和铺层进行设计,形成复合材料机翼结构设计方案。建立复合材料机翼结构有限元模型,开展典型工况条件下的静力分析,得到机翼结构变形、应力和 Tsai-Wu 失效因子分布。采用分步优化策略,以机翼结构铺层厚度和铺层角度为设计变量,开展机翼结构质量优化计算,优化结果表明,优化后的机翼结构在满足强度和刚度要求下质量减轻约 47.77%,可为尾座式电动飞机结构设计提供重要参考。

关键词:尾座式电动飞机;复合材料机翼;有限元分析;结构优化设计

中图分类号:V22 文献标志码:A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号:1001-2486(2023)06-020-12



听语音
与作者互动
聊科研

Structural optimization for composite wings of tail-sitter electric aircraft

MA Zhenyu¹, ZHANG Yijie¹, ZHANG Qi¹, DENG Xiaolong¹, YU Naihui²

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Department of Mechanical Engineering, PLA Army Academy of Artillery and Air Defense, Hefei 230031, China)

Abstract: According to the requirements of material delivery platform in the complex terrain area, the research on the structural design of the composite wing of the tail-sitter electric aircraft was carried out. Based on the load analysis, the structural configuration and lay out designs were studied, and the structural design scheme of the composite wing was proposed. The finite element model of the composite wing was developed and the static strength analyses under different operating conditions were completed. The deformation, structural stress, and Tsai-Wu failure factor distribution of the wing structure were obtained. The structural optimal analysis of the composite wing was performed on the basis of the stepwise optimization strategy with the layer thicknesses and angles as design variables. The optimal results show that the structural mass is reduced by 47.77% under the constraints of structural stiffness and strength, which can provide the important reference for the design and development of the tail-sitter electric aircraft structure.

Keywords: tail-sitter electric aircraft; composite wings; finite element analysis; structural optimization

随着能源动力技术发展和低碳节能需求日益迫切,电动飞机因其系统简单、综合效率高、可靠性高等优点,已成为当前国际关注的热点^[1-3]。

以分布式电推进为动力的尾座式电动飞机兼具旋翼与固定翼飞机的特点,不仅具备复杂地形的垂直起降能力,还具有优良的平飞性能,且结构形式简单,可显著提高电池应用效率、节省任务成本,在复杂地区侦察和救援搜索、应急场合快速物资投送、边远地区物资运输等方面具有广阔的应用前景,是国内外研究的焦点^[4-9]。

国外学者在尾座式无人机总体设计方面开展了较多研究工作。Hogge 等^[10]根据经典飞机设

计理论设计研制了一款微型尾座式电动飞机,机体采用凯夫拉复合材料面板和泡沫芯材组成的夹层结构,利用数值仿真方法和飞行测试手段对飞机总体参数进行了优化分析。Ang 等^[11]设计了一款采用变后掠翼布局和推力矢量控制的尾座式飞机,结构采用碳纤维复合材料和聚氨酯泡沫材料制造,开展了 CFD 气动计算分析并完成了飞行验证试验研究。Phillips 等^[12]针对物流快递投送应用场景设计了小型对称双机翼布局尾座式飞机,建立了垂直起降和平飞条件的动力学模型,开展了飞行性能分析研究。

国内学者主要以飞翼布局尾座式无人机为对

* 收稿日期:2022-07-20

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51605484);国家重大专项支持项目资助项目(GFZX040201)

作者简介:麻震宇(1982-),男,河南洛阳人,副研究员,博士,E-mail:mazhenyu@nudt.edu.cn

象开展了广泛研究。盛蔚等^[13]提出了飞翼布局尾座式无人机的气动参数计算方法,结合实时仿真平台和机载飞控计算机实现了尾座式无人机从起飞到降落的全飞行过程半实物仿真;周俊杰^[14]利用多参考系模型和动量源两种方法对尾座式无人机从起飞到巡航飞行状态进行CFD数值模拟,对气动性能进行了分析;黄杰^[15]提出了飞翼布局的共轴双旋翼尾座式无人机总体方案,完成了总体气动布局设计,通过总体参数优化得到飞行性能最优方案。在结构设计和分析方面,袁春阳^[16]对飞翼布局的尾座式无人机总体结构进行初步设计,采用流固耦合方法开展了整机静气动弹性分析,探索弹性变形对气动特性的影响;李博^[17]开展了可折叠机翼的尾座式无人机结构设计,对折叠机翼结构进行了力学性能分析;张正^[18]针对飞翼布局的尾座式无人机进行了复合材料结构铺层设计和有限元仿真分析,并开展了机翼结构的拓扑优化研究。

综上所述,国内外围绕微小型尾座式无人机总体设计开展了较多研究,主要面向总体参数优化、气动性能分析和动力学仿真,针对尾座式飞机结构开展了少量设计和分析工作。与常规布局的固定翼飞机相比,尾座式电动飞机机翼不但是飞机的主要承力结构,而且还承担了分布式推进系统和能源系统的安装与传力功能,且经历垂直起降和平飞的复杂飞行工况,其是尾座式电动飞机设计的重要内容。同时,结构轻质化设计也是发挥尾座式电动飞机优势的关键。

本文根据任务需求提出尾座式电动飞机总体参数与布局,采用理论分析和数值仿真相结合的方法,开展复合材料机翼结构设计研究,得到尾座式电动飞机机翼初步设计方案,并以有限元软件ANSYS Workbench为平台,对复合材料机翼结构进行有限元仿真分析和结构优化设计,为尾座式电动飞机结构设计和研制提供技术支撑。

1 飞机总体参数与布局

尾座式电动飞机设计起飞质量100 kg,有效载荷30 kg,可用于执行复杂地形和地区的物资快速投送任务,其主要技术指标如表1所示。

表1 尾座式电动飞机主要技术指标

Tab. 1 Overall parameters of tail-sitter electric aircraft

指标	起飞质量/kg	有效载荷/kg	巡航高度/m	巡航速度/(km/h)	续航时间/h
数值	100	30	1 000 ~ 3 000	150	1

根据总体技术要求,尾座式电动飞机采用“H”型气动布局,机翼上布置4个对称的垂直安定面,如图1所示。机体采用翼身融合形式,机翼翼展4.0 m,机翼面积2.25 m²,储能电池和能源管理设备布置于机翼内部,机身长度2.2 m,长细比为2.8,内部为载荷预留较大空间。垂直安定面与推力传递/着陆结构采用一体化设计,安定面外端为动力短舱,每个短舱内置一套动力系统,包括电机、电子调速器与螺旋桨,短舱底部为起落支座。

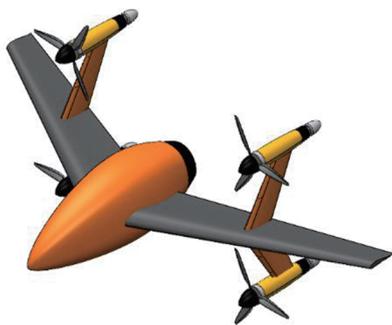


图1 尾座式电动飞机总体布局示意图

Fig. 1 General configuration of tail-sitter electric aircraft

尾座式电动飞机的工作过程如图2所示。采用旋翼模式垂直起飞,由螺旋桨提供升力;达到一定高度后通过调整螺旋桨转速转为平飞状态,进入固定翼模式,由螺旋桨提供推力、机翼提供升力;到达指定目标点后,再次调整螺旋桨转速转入悬停状态,最后垂直降落。

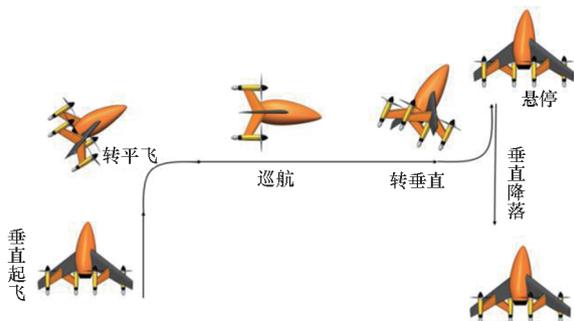


图2 尾座式电动飞机工作过程示意图

Fig. 2 Flight profile of tail-sitter electric aircraft

根据总体布局和工作过程可知,机翼结构是尾座式电动飞机的主要承力结构,且为能源和推进系统提供安装空间和连接接口,其不同模式的飞行工况下经历较复杂力学环境。从结构轻量化角度出发,拟采用复合材料层压结构和夹层结构对机翼结构进行设计和分析研究。

2 机翼结构初步设计

2.1 载荷分析

以半个翼展为研究对象,分别针对旋翼模式

和固定翼模式两种飞行工况,对机翼结构承受的外部载荷进行分析。

2.1.1 旋翼模式

机翼结构在垂直起降条件下主要承受分布质量力和安定面传递载荷,如图 3 所示。垂直起降过程中作用在机翼表面的气动载荷较小,结构分析时暂不考虑。

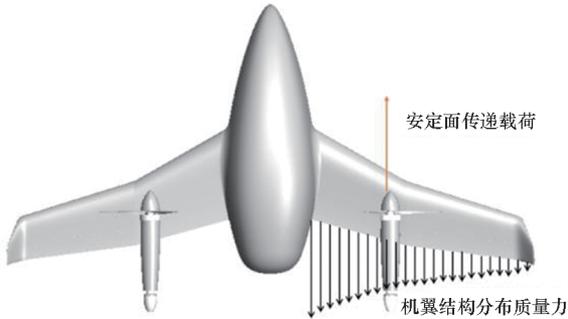


图 3 旋翼模式机翼载荷示意图

Fig. 3 Wing loads under rotor mode

机翼结构的分布质量力主要包括机翼结构质量力和机翼内部设备质量力。一般机翼结构质量占飞机起飞质量的 8% ~ 15%,初步分析中假设机翼结构质量为 10 kg,半个翼展约 5 kg;机翼内部设备主要为储能电池和能源管理设备,设计质量 20 kg,半个翼展内部约 10 kg。分布质量力按均布在机翼表面进行分析。

机翼与安定面采用机械结构连接,飞行过程中安定面结构合力以集中力的形式通过连接结构传递给机翼。安定面传递载荷主要包括安定面和动力短舱的结构质量力、推进系统结构质量力以及螺旋桨推力。其中,单片安定面和短舱结构设计质量 2 kg,一套推进系统设计质量 6 kg。旋翼模式下的总推力 P_0 由式(1)计算。

$$P_0 = M_0 g \cdot f_r \cdot n_r \quad (1)$$

式中: M_0 为起飞质量, g 为重力加速度;旋翼模式下设计过载系数 n_r 为 2.0,安全系数 f_r 为 1.5。半个翼展上作用的推力即为总推力的一半。

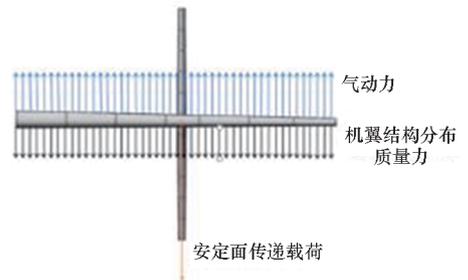
2.1.2 固定翼模式

机翼结构在平飞过程中主要承受分布气动、分布质量力和安定面传递载荷,如图 4 所示。

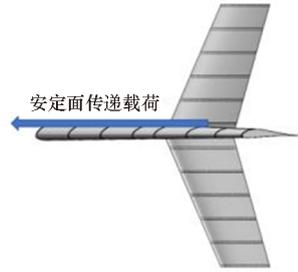
气动是作用在机翼上的主要载荷,其沿展向和弦向的分布可通过 CFD 计算得到,初步分析中假定气动沿机翼表面均匀分布。固定翼模式下的总升力 L_0 由式(2)计算。

$$L_0 = M_0 g \cdot f_c \cdot n_c \quad (2)$$

式中,固定翼模式下设计过载系数 n_c 为 2.0,安全系数 f_c 为 1.5。半个翼展上作用的升力即为总升



(a) 垂直方向载荷
(a) Vertical loads



(b) 水平方向载荷
(b) Horizontal loads

图 4 固定翼模式机翼载荷示意图

Fig. 4 Wing loads under fixed wing mode

力的一半。

在固定翼模式下,结构分布质量力与旋翼模式相同,安定面传递载荷略有不同。其中,安定面、动力短舱和推进系统结构质量力方向为竖直向下,螺旋桨推力方向为水平向前。根据平飞巡航速度 150 km/h 条件下的推阻平衡可得到螺旋桨总推力为 110 N。

将半个翼展的机翼结构看作悬臂梁,根据载荷分析可计算任一截面上的剪力、弯矩和扭矩,对最危险的截面进行强度分析,以得到机翼结构基本尺寸^[19-21]。

2.2 构件设计

2.2.1 结构形式

尾座式电动飞机机翼采用梁式结构形式,如图 5 所示。机翼结构主要受力构件包括蒙皮、翼梁和翼肋,翼梁主要承受弯矩,翼肋承受剪力,蒙皮与翼梁组成的闭室承受扭矩^[21]。梁式结构简单、受力直接、质量较轻,便于利用机翼内部容积,较适用于尾座式电动飞机结构设计。



图 5 机翼梁式结构形式示意图

Fig. 5 Beam structure configuration of the wing

2.2.2 翼梁设计

机翼翼梁采用前后双梁式结构布局。参照飞机设计手册选用等百分线布置^[22]。前梁为主梁,主要承担机翼气动力产生的弯矩,位于机翼弦向 25% 的位置,即翼型的最大厚度附近;后梁为副梁,主要负责与蒙皮形成闭室,承担气动力产生的扭矩,位于机翼弦向 75% 处。

翼梁采用腹板式结构形式,横截面采用 C 形截面,由上下缘条和腹板组成,其抗弯刚度较强、质量较轻,具有良好的工艺性。

2.2.3 翼肋设计

机翼翼肋采用顺气流方向布置,易于维持较好的气动外形。根据飞机设计手册,尾座式电动飞机机翼的翼肋间距取为 300 mm^[23],如图 5 所示,机翼与安定面连接处附近的翼肋间距为 200 mm,以加强连接部位的局部刚度。

翼肋采用腹板式结构形式,承载特性与翼梁腹板类似,主要承受剪力。翼根处翼肋进行加强处理,厚度相比普通翼肋更厚。

2.3 铺层设计

机翼结构的主要构件采用复合材料层压结构和夹层结构。其中,翼梁腹板和上下缘条为 T300 碳纤维单向带铺层的层压结构,翼肋和蒙皮为夹层结构,其上、下面板为 T300 碳纤维单向带铺层的层合板,芯材为 NOMEX 蜂窝夹芯。

复合材料结构铺层时,应尽可能减少铺层方向数,通常采用 0°、45°、-45° 和 90° 这四种标准铺层角度,且一般采用均衡对称的铺层方法,避免层压结构内因发生拉剪、拉弯耦合而引起的翘曲变形。根据复合材料铺层原则,并参考轻型飞机铺层方案^[24-26],得到尾座式电动飞机复合材料机翼结构构件的初步铺层设计参数,如表 2 所示。其中,碳纤维单层铺层厚度为 0.15 mm,蜂窝芯材厚度为 6 mm。碳纤维单向带和蜂窝夹芯材料性能参数如表 3 和表 4 所示。

表 2 初步方案铺层设计参数

Tab. 2 Layer parameters of preliminary scheme

构件名称	铺层参数
蒙皮	[±45/ ±45/0 ₂ /90/C ₆] _s
翼梁缘条	[±45/ ±45/0/90/0/90/ ±45] _s
翼梁腹板	[0/90/ ±45/0/ -45/90/ -45/0/90] _s
翼肋	[±45/ ±45/0 ₂ /90/C ₆] _s

表 3 T300 单向带力学性能参数

Tab. 3 Material parameters of T300 unidirectional tape

参数	$E_{11}/$ GPa	$E_{22}/$ GPa	$E_{33}/$ GPa	$G_{12}/$ GPa	$G_{23}/$ GPa	$G_{31}/$ GPa	密度/ (kg/m ³)
数值	135	10.3	10.3	6.6	2.6	6.6	1 450
参数	$X_T/$ MPa	$X_C/$ MPa	$Y_T/$ MPa	$Y_C/$ MPa	$S/$ MPa	ν	
数值	1 548	1 226	55.5	218	89.9	0.21	

表 4 NOMEX 蜂窝芯材力学性能参数

Tab. 4 Material parameters of NOMEX core

参数	$E_{11}/$ MPa	$E_{22}/$ MPa	$E_{33}/$ MPa	$G_{12}/$ MPa	$G_{23}/$ MPa	$G_{13}/$ MPa	密度/ (kg/m ³)
数值	107.6	107.6	107.6	36.9	36.9	36.9	48
参数	$X_T/$ MPa	$X_C/$ MPa	$Y_T/$ MPa	$Y_C/$ MPa	$S/$ MPa	ν	
数值	1.81	1.1	1.81	1.1	1.15	0.33	

3 有限元仿真分析

3.1 有限元模型

3.1.1 单元与网格划分

基于 ANSYS Workbench 软件平台^[27],采用 8 节点壳单元对尾座式电动飞机复合材料机翼结构进行网格划分,网格尺寸为 10 mm,单元总数为 42 222 个,如图 6 所示。其中,蒙皮单元和翼肋单元之间、翼梁腹板和缘条采用共节点设置,翼梁缘条与蒙皮之间采用绑定接触设置,以模拟实际机翼蒙皮、翼梁和翼肋之间的胶接连接。



(a) 机翼结构整体网格

(a) Surface grid of the wing



(b) 机翼结构内部网格

(b) Interior grid of the wing

图 6 机翼结构有限元网格划分

Fig. 6 Mesh of the wing structure

根据结构铺层设计,利用 ACP 模块完成复合

材料铺层设置^[28],将蜂窝芯材等效为层压结构中
的一层进行夹芯参数设置。

3.1.2 约束与载荷条件

对翼根处翼梁截面的所有自由度进行约束,
以模拟实际机翼与机身之间的连接。

旋翼模式下,机翼结构分布质量力均匀施加
于下蒙皮表面,方向竖直向下;安定面传递载荷平
均施加于机翼与安定面连接部位处的两个翼肋表
面,方向竖直向上。

固定翼模式下,分布气动力均匀施加于上
下蒙皮表面,其中上表面施加 80% 气动吸力,下
表面施加 20% 气动压力,模拟气动载荷特性^[29];机翼结构分布质量力均匀施加于下蒙皮
表面,方向竖直向下;安定面传递载荷平均施加
于机翼与安定面连接部位处的两个翼肋表面,
其中结构分布质量力竖直向下,螺旋桨推力方
向向前。

3.1.3 求解与失效准则

考虑机翼结构的大变形影响,分别针对旋翼
模式和固定翼模式飞行工况开展非线性有限元静
力仿真计算,得到不同工况条件下的结构变形和
应力分布,对结构特性进行分析。

复合材料结构具有各向异性特征,采用 Tsai-
Wu 准则对机翼结构强度失效情况进行判定^[30]。
Tsai-Wu 准则建立了拉伸、压缩和剪切强度间相
互联系,考虑了材料拉伸和压缩性能不同的特点,
其具体表达式为:

$$F_{11}\sigma_1^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau^2 + F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 \leq 1 \quad (3)$$

式中, $F_{11} = 1/(X_T X_C)$, $F_{22} = 1/(Y_T Y_C)$, $F_1 = 1/X_T - 1/X_C$, $F_2 = 1/Y_T - 1/Y_C$, $F_{66} = 1/S^2$, $F_{12} = \sqrt{F_{11} F_{22}}/2$, σ_1 为主方向的正应力, σ_2 为垂直于主方向的正应力, τ 为剪切应力, X_T 和 X_C 为主方向拉伸和压缩强度, Y_T 和 Y_C 为垂直于主方向的拉伸和压缩强度, S 为剪切强度。

3.2 仿真结果分析

3.2.1 旋翼模式

图 7 给出了旋翼模式飞行工况下机翼结构总
体变形分布云图。机翼结构在螺旋桨推力作用
下产生沿弦向向前缘方向的变形,翼尖处变形
最大,最大值约 0.923 mm。机翼结构沿弦向刚
度较大,因此垂直起降过程总体变形较小。

图 8 ~ 10 分别给出了旋翼模式飞行工况下
机翼结构最大主应力、最小主应力和最大剪应
力分布云图,分别反映了结构拉伸应力、压缩应

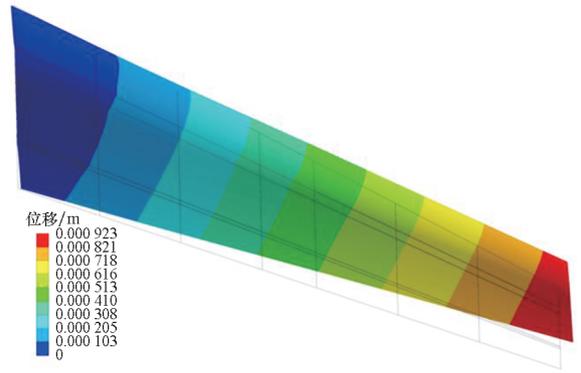
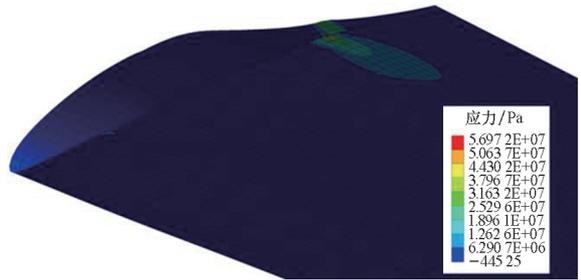


图 7 旋翼模式下机翼总体变形云图

Fig. 7 Deformation distribution under rotor mode

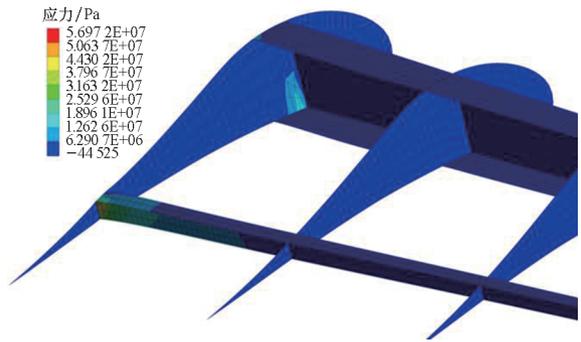
力和剪切应力情况。在螺旋桨推力作用下,机翼
结构的副梁截面主要受拉,翼根处副梁与蒙皮、翼
肋连接处应力最大,最大值约为 56.97 MPa;主梁
截面主要承压,翼根处主梁与蒙皮、翼肋连接部
位应力最大,最大值约为 80.20 MPa(压缩应力符
号为负);翼根截面处剪切应力最大,最大值约为
40.10 MPa。

图 11 给出了旋翼模式飞行工况下机翼结构
Tsai-Wu 失效因子分布云图。如图所示,翼根处
副梁与蒙皮、翼肋的连接处失效因子最大,最大
值约为 0.166,是机翼结构应力最严重的部位。



(a) 机翼蒙皮应力分布

(a) Stress distribution of the skin



(b) 翼梁翼肋应力分布

(b) Stress distribution of spars and ribs

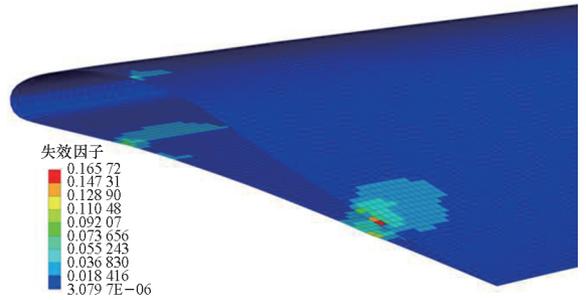
图 8 旋翼模式下机翼最大主应力云图

Fig. 8 Maximum principal stress under rotor mode



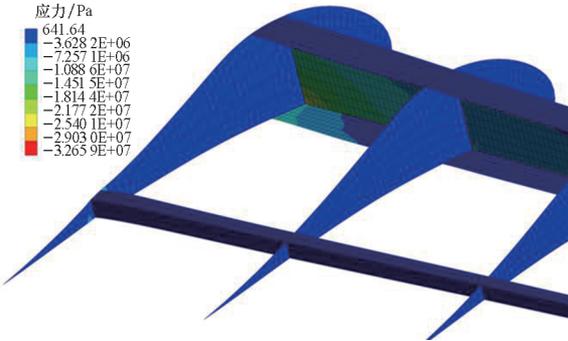
(a) 机翼蒙皮应力分布

(a) Stress distribution of the skin



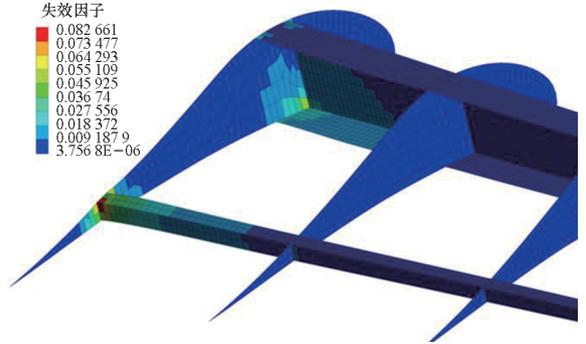
(a) 机翼蒙皮失效因子分布

(a) Failure factor distribution of the skin



(b) 翼梁翼肋应力分布

(b) Stress distribution of spars and ribs



(b) 翼梁翼肋失效因子分布

(b) Failure factor distribution of spars and ribs

图 9 旋翼模式下机翼最小主应力云图

Fig. 9 Minimum principal stress under rotor mode

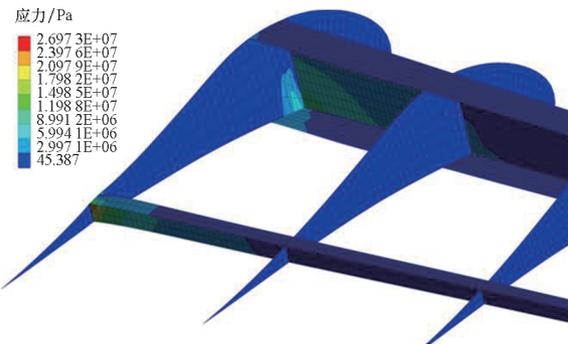
图 11 旋翼模式下机翼 Tsai-Wu 失效因子云图

Fig. 11 Tsai-Wu failure factor distribution under rotor mode



(a) 机翼蒙皮应力分布

(a) Stress distribution of the skin



(b) 翼梁翼肋应力分布

(b) Stress distribution of spars and ribs

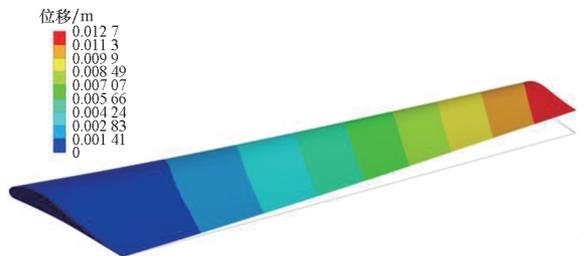


图 12 固定翼模式下机翼总体变形云图

Fig. 12 Deformation distribution under fixed wing mode

图 10 旋翼模式下机翼最大剪应力云图

Fig. 10 Maximum shear stress under rotor mode

图 13 ~ 15 分别给出了固定翼模式飞行工况下机翼结构最大主应力、最小主应力和最大剪应

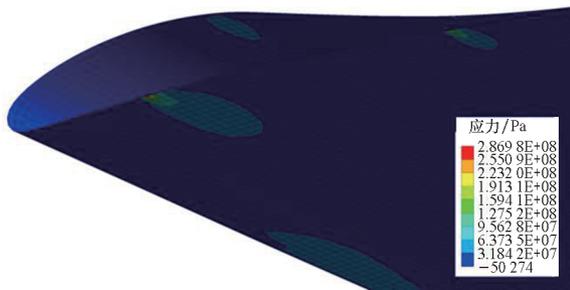
根据旋翼模式飞行工况下静强度分析结果可知,垂直起降过程中机翼结构总体变形最大值为 0.923 mm, Tsai-Wu 强度失效因子最大值为 0.166,在当前结构布局和铺层设计下结构安全余量较大。

3.2.2 固定翼模式

图 12 给出了固定翼模式飞行工况下机翼结构总体变形分布云图。机翼结构在气动载荷作用下产生沿竖直方向向上的变形,由翼根向翼尖处变形逐渐增大,翼尖处总体变形约 12.7 mm,与旋翼模式相比变形量显著提高。

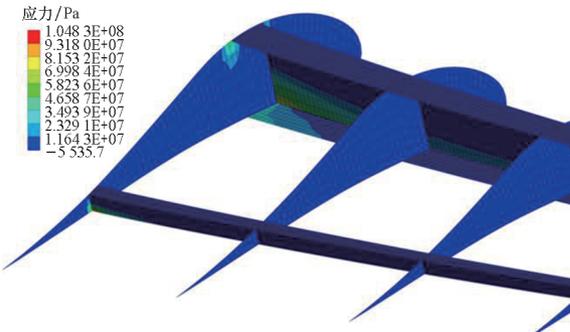
力分布云图。在气动载荷作用下,机翼主梁和副梁的下缘条主要受拉,其中翼根处主梁下缘条与蒙皮、翼肋连接处应力最大,最大值约为 286.98 MPa;主梁和副梁上缘条主要承压,其中翼根处主梁上缘条与蒙皮、翼肋连接部位应力最大,最大值约为 91.76 MPa(压缩应力符号为负);翼根截面处主梁与蒙皮、翼肋连接处剪切应力最大,最大值约为 143.49 MPa。

图 16 给出了固定翼模式飞行工况下机翼结构 Tsai-Wu 失效因子分布云图。如图所示,翼根处主梁与蒙皮、翼肋的连接处失效因子最大,最大



(a) 机翼蒙皮应力分布

(a) Stress distribution of the skin

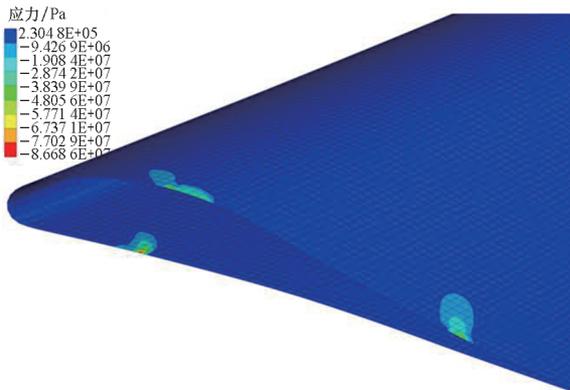


(b) 翼梁翼肋应力分布

(b) Stress distribution of spars and ribs

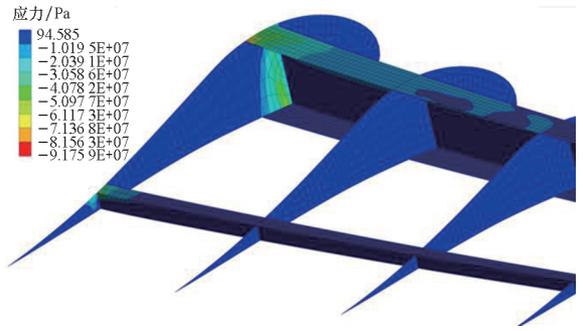
图 13 固定翼模式下机翼最大主应力云图

Fig. 13 Maximum principal stress under fixed wing mode



(a) 机翼蒙皮应力分布

(a) Stress distribution of the skin

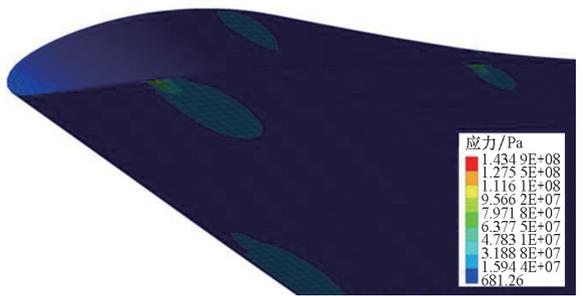


(b) 翼梁翼肋应力分布

(b) Stress distribution of spars and ribs

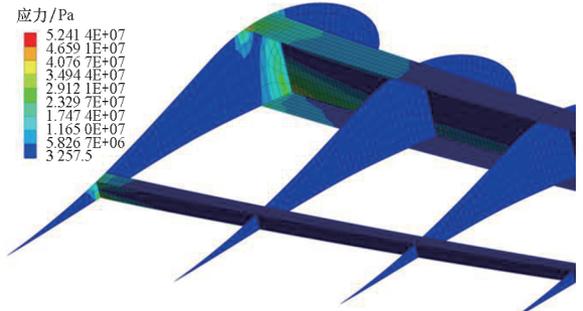
图 14 固定翼模式下机翼最小主应力云图

Fig. 14 Minimum principal stress under fixed wing mode



(a) 机翼蒙皮应力分布

(a) Stress distribution of the skin

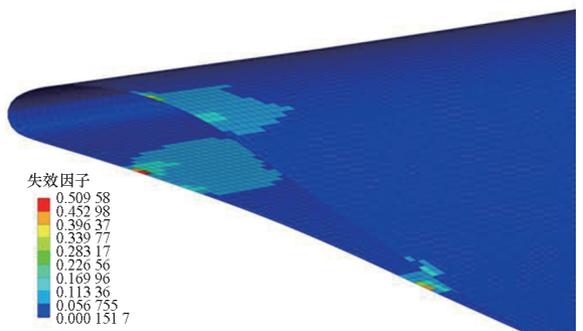


(b) 翼梁翼肋应力分布

(b) Stress distribution of spars and ribs

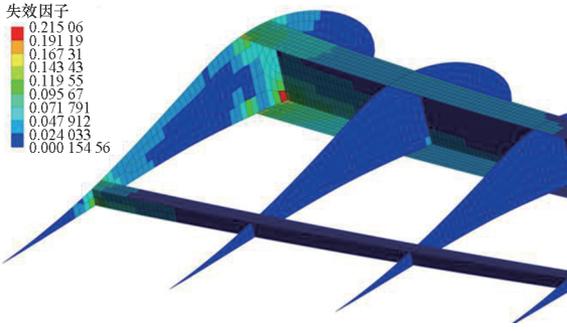
图 15 固定翼模式下机翼最大剪应力云图

Fig. 15 Maximum shear stress under fixed wing mode



(a) 机翼蒙皮失效因子分布

(a) Failure factor distribution of the skin



(b) 翼梁翼肋失效因子分布

(b) Failure factor distribution of spars and ribs

图 16 固定翼模式下机翼 Tsai-Wu 失效因子云图

Fig. 16 Tsai-Wu failure factor distribution under fixed wing mode

值约为 0.510,是机翼结构应力最严重的部位。与旋翼模式相比,结构应力集中发生的部位不同,且应力最大值和失效因子水平增加明显。

根据固定翼模式飞行工况下静强度分析结果可知,平飞过程中机翼结构总体变形最大值为 12.7 mm, Tsai-Wu 强度失效因子最大值为 0.510,在当前结构布局和铺层设计下满足结构强度和刚度要求,但结构利用效率较低。

综上所述,与旋翼模式相比,固定翼模式飞行工况下的结构最大变形和应力更大,更容易发生失效破坏;同时,综合两种工况条件下的结构最大变形为 12.7 mm,未达到半翼展的 1%,最大失效因子为 0.510,与结构设计要求的指标相比有较大盈余,且初步设计的半翼展机翼结构质量达到 8.96 kg,不能满足设计要求,需通过优化分析进行结构轻量化设计。

4 结构优化分析

4.1 优化模型

4.1.1 优化策略

根据有限元计算结果,以较恶劣的固定翼模式飞行工况作为载荷条件,保持翼梁、翼肋布置和翼梁截面设计方案不变,对机翼结构构件铺层进行优化设计,在满足强度和刚度设计要求的前提下实现结构质量最小化。

复合材料的铺层厚度、铺层角度和铺层顺序对结构力学性能有重要影响。在实际的复合材料层压和夹层结构铺层设计中,由于工艺条件的限制,结构各层的铺设角度一般是由 0°、45°、-45°、90°这四种标准铺层角度组成,且单层材料厚度为定值,各层厚度须为单层材料厚度的整数倍。因此,复合材料结构铺层优化设计就是在满足结构

刚度、强度要求条件下,优化这四种铺层角度的铺层数量和顺序,减轻结构质量。

根据复合材料结构优化设计理论^[31-33],采用分步优化策略对机翼结构进行优化设计:

第一步,给定机翼结构各构件铺层形式为 $[45/0/-45/90]_s$,以每个构件四个铺层的厚度作为设计变量,以结构质量最小为目标函数,在强度和刚度约束下进行单目标优化计算,得到机翼结构各构件的最优铺层厚度,总的铺层厚度除以单层材料厚度即得到总的铺层数。

第二步,以优化得到的机翼各构件铺层层数为约束,以各构件每个铺层的铺层角度为设计变量,以结构强度和刚度最大为目标进行多目标优化计算,得到机翼结构各构件最终铺层方案。

4.1.2 铺层厚度优化模型

将机翼结构各构件的铺层假设为由四个不同角度的“超级层”组成,如图 17 和图 18 所示,初始铺层为 $[45/0/-45/90]_s$ 。每个铺层厚度作为结构优化设计变量,如表 5 所示。铺层厚度优化数学模型为:

- 1) 设计变量:机翼结构各构件每个铺层厚度。
- 2) 目标函数:机翼结构质量最小。
- 3) 约束条件:机翼结构最大变形量 ≤ 100 mm (半翼展长度的 5%); Tsai-Wu 失效因子 ≤ 1 。

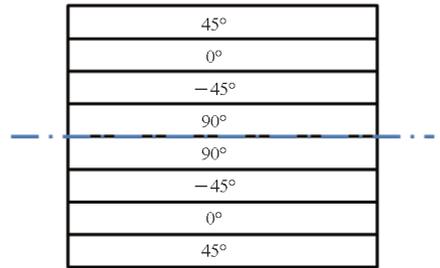


图 17 机翼层压结构“超级层”变量示意图

Fig. 17 "Super ply" of laminated structure

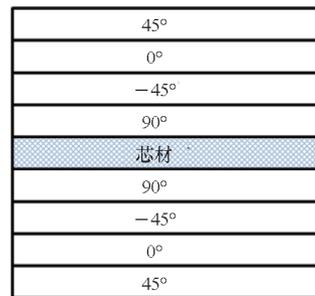


图 18 机翼夹层结构“超级层”变量示意图

Fig. 18 "Super ply" of sandwich structures

表 5 铺层厚度优化设计变量

Tab. 5 Design variables of layer thicknesses optimization

结构构件	设计变量	取值范围/mm
蒙皮	45°铺层厚度	0 ~ 0.3
	0°铺层厚度	0 ~ 0.3
	-45°铺层厚度	0 ~ 0.3
	90°铺层厚度	0 ~ 0.3
	夹芯厚度	2 ~ 8
主梁腹板	45°铺层厚度	0 ~ 0.45
	0°铺层厚度	0 ~ 0.45
	-45°铺层厚度	0 ~ 0.45
	90°铺层厚度	0 ~ 0.45
主梁缘条	45°铺层厚度	0 ~ 0.45
	0°铺层厚度	0 ~ 0.45
	-45°铺层厚度	0 ~ 0.45
	90°铺层厚度	0 ~ 0.45
副梁腹板	45°铺层厚度	0 ~ 0.45
	0°铺层厚度	0 ~ 0.45
	-45°铺层厚度	0 ~ 0.45
	90°铺层厚度	0 ~ 0.45
副梁缘条	45°铺层厚度	0 ~ 0.45
	0°铺层厚度	0 ~ 0.45
	-45°铺层厚度	0 ~ 0.45
	90°铺层厚度	0 ~ 0.45
普通肋	45°铺层厚度	0 ~ 0.3
	0°铺层厚度	0 ~ 0.3
	-45°铺层厚度	0 ~ 0.3
	90°铺层厚度	0 ~ 0.3
	夹芯厚度	2 ~ 8
加强肋	45°铺层厚度	0 ~ 0.45
	0°铺层厚度	0 ~ 0.45
	-45°铺层厚度	0 ~ 0.45
	90°铺层厚度	0 ~ 0.45
	夹芯厚度	2 ~ 8

将铺层厚度作为连续型变量,采用二次拉格朗日非线性规划优化算法(non-linear programming by quadratic Lagrangians, NLPQL)进行铺层厚度优化计算。碳纤维单向带材料厚度为 0.15 mm,蜂窝夹芯厚度为 1 mm 的整数倍,因此得到优化结果后需对各层厚度值进行圆整处理,圆整后的厚度值要大于等于优化得到的结果值,根据圆整后的“超级层”总厚度得到优化的铺层数。

4.1.3 铺层角度优化模型

根据铺层厚度优化结果,得到机翼结构各构件铺层数量,将每个铺层角度作为结构优化设计变量,如表 6 所示。建立铺层角度优化数学模型:

1) 设计变量:机翼结构各构件每个铺层角度。

2) 目标函数:机翼结构最大变形量最小化;Tsai-Wu 失效因子最小化。

将铺层角度作为离散型变量,采用多目标遗传算法(multi-objective genetic algorithm, MOGA)进行铺层角度优化计算。

表 6 铺层角度优化设计变量

Tab. 6 Design variables of layer angles optimization

结构构件	设计变量	取值/(°)
蒙皮	第 1 层铺层角度	0, ±45, 90
	⋮	⋮
	第 n 层铺层角度	0, ±45, 90
主梁腹板	第 1 层铺层角度	0, ±45, 90
	⋮	⋮
	第 n 层铺层角度	0, ±45, 90
主梁缘条	第 1 层铺层角度	0, ±45, 90
	⋮	⋮
	第 n 层铺层角度	0, ±45, 90
副梁腹板	第 1 层铺层角度	0, ±45, 90
	⋮	⋮
	第 n 层铺层角度	0, ±45, 90
副梁缘条	第 1 层铺层角度	0, ±45, 90
	⋮	⋮
	第 n 层铺层角度	0, ±45, 90
普通肋	第 1 层铺层角度	0, ±45, 90
	⋮	⋮
	第 n 层铺层角度	0, ±45, 90
加强肋	第 1 层铺层角度	0, ±45, 90
	⋮	⋮
	第 n 层铺层角度	0, ±45, 90

4.2 优化结果分析

4.2.1 铺层厚度优化

表 7 给出了铺层厚度优化计算结果。对优化结果进行圆整处理后得到了最终的铺层厚度值。由计算结果可知,铺层厚度优化后,结构质量从 8.96 kg 减小为 4.68 kg,减重幅度达到 47.77%。

经过铺层厚度优化后的机翼结构总体变形最大值为 28.4 mm, Tsai-Wu 失效因子最大值为 0.741。

表 7 铺层厚度优化结果

Tab.7 Results of layer thicknesses optimization

结构构件	设计变量	计算结果/mm	圆整结果/mm
蒙皮	45°铺层厚度	0.15	0.15
	0°铺层厚度	0.13	0.15
	-45°铺层厚度	0.14	0.15
	90°铺层厚度	0.07	0.15
	夹芯厚度	2.00	2.00
	主梁腹板	45°铺层厚度	0.07
0°铺层厚度		0.06	0.15
-45°铺层厚度		0.07	0.15
90°铺层厚度		0.15	0.15
主梁缘条	45°铺层厚度	0.07	0.15
	0°铺层厚度	0.15	0.15
	-45°铺层厚度	0.13	0.15
	90°铺层厚度	0.12	0.15
副梁腹板	45°铺层厚度	0.13	0.15
	0°铺层厚度	0.14	0.15
	-45°铺层厚度	0.13	0.15
	90°铺层厚度	0.14	0.15
副梁缘条	45°铺层厚度	0.12	0.15
	0°铺层厚度	0.10	0.15
	-45°铺层厚度	0.12	0.15
	90°铺层厚度	0.08	0.15
普通肋	45°铺层厚度	0.13	0.15
	0°铺层厚度	0.07	0.15
	-45°铺层厚度	0.12	0.15
	90°铺层厚度	0.06	0.15
加强肋	夹芯厚度	2.60	3.00
	45°铺层厚度	0.13	0.15
	0°铺层厚度	0.09	0.15
	-45°铺层厚度	0.14	0.15
	90°铺层厚度	0.13	0.15
	夹芯厚度	3.90	4.00

表 8 铺层角度优化结果

Tab.8 Results of layer angles optimization

结构构件	优化铺层
蒙皮	$[45/45/0/-45/C_2]_s$
主梁腹板	$[45/0/0/-45]_s$
主梁缘条	$[45/0/0/-45]_s$
副梁腹板	$[45/0/-45/0]_s$
副梁缘条	$[45/0/-45/0]_s$
普通肋	$[45/-45/45/-45/C_3]_s$
加强肋	$[45/90/-45/-45/C_4]_s$

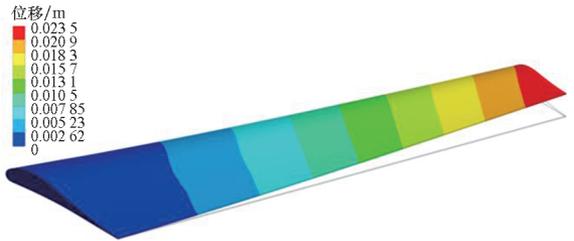
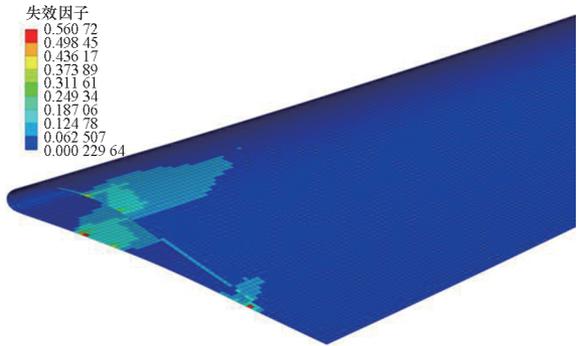


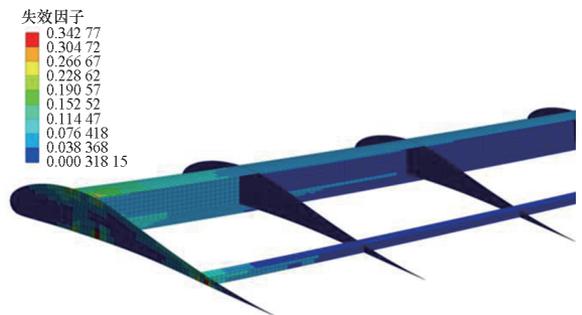
图 19 固定翼模式铺层角度优化后机翼总体变形云图

Fig. 19 Deformation distribution of layer angles optimization results under fixed wing mode



(a) 机翼蒙皮失效因子分布

(a) Failure factor distribution of the skin



(b) 翼梁翼肋失效因子分布

(b) Failure factor distribution of spars and ribs

图 20 固定翼模式铺层角度优化后机翼失效因子云图

Fig. 20 Failure factor distribution of layer angles optimization results under fixed wing mode

4.2.2 铺层角度优化

表 8 给出了铺层角度优化计算结果。铺层角度优化后,固定翼模式飞行工况下的机翼结构总体变形最大值由 28.4 mm 减小为 23.5 mm,降幅约 17.25%;Tsai-Wu 失效因子最大值由 0.741 减小为 0.561,降幅约 24.29%,如图 19 和图 20 所示。

由优化结果可知,主副翼梁的缘条和腹板承受主要弯矩和剪力,主要铺设 0° 铺层和 $\pm 45^\circ$ 铺层;蒙皮和翼肋主要承受剪力,以 45° 和 -45° 铺层为主;蒙皮还承受拉压载荷,因此需要 0° 铺层,加强肋位于翼根处受力较为复杂,通过 90° 铺层可提高结构强度。

综上所述,采用分步优化的方法完成了机翼结构铺层优化设计,优化后的结构质量减幅约 47.77%,经过铺层优化后的机翼结构强度和刚度性能得到明显提高,满足结构设计要求。

5 结论

1)在提出尾座式电动飞机总体布局的基础上,开展了机翼结构载荷分析,完成了机翼结构构件和铺层设计。

2)建立了尾座式电动飞机复合材料机翼结构有限元模型,开展了旋翼模式和固定翼模式工况下的非线性静力计算,对不同工况条件下的结构特性进行了分析,得到了机翼变形、应力和失效因子分布,在初步设计方案条件下结构最大变形量为 12.7 mm,最大 Tsai-Wu 失效因子为 0.510。

3)以机翼结构构件铺层厚度和角度为设计变量,采用分步优化策略,开展了机翼结构铺层优化设计研究。优化结果表明,优化后的机翼结构在满足强度和刚度要求下质量减轻约 47.77%,可为尾座式电动飞机结构设计提供重要参考依据。

参考文献 (References)

- [1] 黄俊. 分布式电推进飞机设计技术综述[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 13-29.
HUANG J. Survey on design technology of distributed electric propulsion aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 13-29. (in Chinese)
- [2] 梁向东. 电动飞行器及其关键技术的研究探析[J]. 航空科学技术, 2020, 31(6): 1-6.
LIANG X D. Research on electric vehicle and its key technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(6): 1-6. (in Chinese)
- [3] 段辰龙, 李岩, 徐悦, 等. 电动飞机发展关键技术与总体性能关联性分析[J]. 飞行力学, 2021, 39(2): 39-44.
DUAN C L, LI Y, XU Y, et al. Analysis on the relationship of key technology for electric aircraft development and overall performance[J]. Flight Dynamics, 2021, 39(2): 39-44. (in Chinese)
- [4] XIA X L, YANG M Q, CHEN G, et al. Transition flight control and simulation of a novel tail-sitter UAV with varying fuselage shape[J]. IEEE Access, 2021, 9: 65574-65587.
- [5] VOGELTANZ T. Conceptual design and control of twin-propeller tail-sitter mini-UAV [J]. CEAS Aeronautical Journal, 2019, 10(3): 937-954.
- [6] ZHONG J Y, WANG C. Transition characteristics for a small tail-sitter unmanned aerial vehicle [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(10): 220-236.
- [7] WANG H Y, ZHAO X, BAI H, et al. Design of a symmetrical quad-rotor biplane tail-sitter aircraft without control surfaces and experimental verification [J]. MATEC Web of Conferences, 2018, 151: 04009.
- [8] 赵珣. 对称双翼尾座式无人机系统研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2018.
ZHAO X. Research on symmetrical quad-rotor biplane tail-sitter unmanned aerial vehicle system [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2018. (in Chinese)
- [9] 雷志荣, 赵超, 秦玮, 等. 10 kg 尾座式垂直起降固定翼无人机系统[J]. 航空兵器, 2020, 27(6): 43-48.
LEI Z R, ZHAO C, QIN W, et al. 10 kg tail-sitter VTOL UAV system[J]. Aero Weaponry, 2020, 27(6): 43-48. (in Chinese)
- [10] HOGGE J V. Development of a miniature VTOL tail-sitter unmanned aerial vehicle [D]. Provo, US: Brigham Young University, 2008.
- [11] ANG K Z Y, CUI J Q, PANG T, et al. Design and implementation of a thrust-vectoring unmanned tail-sitter with reconfigurable wings[J]. Unmanned Systems, 2015, 3(2): 143-162.
- [12] PHILLIPS B, HRISHIKESHAVAN V, CHOPRA I. Design, development, and testing of package delivery quadrotor biplane tail-sitter [J]. Journal of Aircraft, 2021, 58(4): 834-846.
- [13] 盛蔚, 尹艳召. 飞翼布局尾座式无人机气动建模与飞行仿真[J]. 计算机仿真, 2020, 37(7): 55-60.
SHENG W, YIN Y Z. Aerodynamic modeling and flight simulation of flying wing layout tail-sitter UAV[J]. Computer Simulation, 2020, 37(7): 55-60. (in Chinese)
- [14] 周俊杰. 基于 CFD 的尾座式无人机气动计算与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
ZHOU J J. Aerodynamic calculation and analysis of tail-sitter on CFD [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [15] 黄杰. 某型尾座式无人飞行器总体方案研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
HUANG J. Research on the overall scheme of a tail-sitter UAV [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [16] 袁春阳. 垂直起降固定翼空中机器人结构及气动特性研究[D]. 天津: 河北工业大学, 2016.
YUAN C Y. Research on the structure and aerodynamic characteristics of a VTOL fixed-wing aerial robot [D]. Tianjin: Hebei University of Technology, 2016. (in Chinese)
- [17] 李博. 小型尾座式可折叠翼无人机设计[D]. 北京: 北京交通大学, 2020.
LI B. Design of a small tail-sitter UAV with foldable wings [D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2020. (in Chinese)
- [18] 张正. 尾座式垂直起降无人机结构设计[D]. 郑州: 河南工业大学, 2020.
ZHANG Z. Structure design of tailstock vertical takeoff and landing UAV [D]. Zhengzhou: Henan University of Technology, 2020. (in Chinese)
- [19] 徐建新, 卢翔. 飞机结构与强度[M]. 北京: 中国民航出

- 版社, 2014.
- XU J X, LU X. Aircraft structures and strength [M]. Beijing: China Civil Aviation Publishing, 2014. (in Chinese)
- [20] 王斌团. 民用飞机复合材料机翼结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2020.
- WANG B T. Design of composite aircraft wing structures[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2020. (in Chinese)
- [21] 姚卫星, 顾怡. 飞机结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.
- YAO W X, GU Y. Aircraft structural design[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016. (in Chinese)
- [22] 渠晓溪. 复合材料机翼的结构设计与分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2015.
- QU X X. Structural design and analysis of composite wing[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2015. (in Chinese)
- [23] 马佳. 小型复合材料无人机结构设计及强度计算[D]. 广汉: 中国民用航空飞行学院, 2015.
- MA J. Structure design and strength analysis of a composite UAV [D]. Guanghan: Civil Aviation Flight University of China, 2015. (in Chinese)
- [24] 李葳. 轻型运动飞机复合材料结构设计、材料、工艺一体化研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- LI W. Research on integrated method of design, materials and manufacturing of composite light sport aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [25] 梁海州. DF-2 轻型体育运动飞机复合材料机翼结构优化设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- LIANG H Z. Optimization design of composite wing structure for DF - 2 light sport aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [26] 张元龙. 轻型体育运动飞机复合材料结构设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- ZHANG Y L. Research on composite material structure design of light sport aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [27] 尚晓江, 孟志华. ANSYS Workbench 结构分析理论详解与高级应用[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2020.
- SHANG X J, MENG Z H. Detailed explanation and advanced application of ANSYS Workbench structural analysis theory[M]. Beijing: China Water & Power Press, 2020. (in Chinese)
- [28] 李占营, 张承承, 李成良. 基于 ANSYS 的复合材料有限元分析和应用[M]. 2 版. 北京: 中国水利水电出版社, 2021.
- LI Z Y, ZHANG C C, LI C L. Finite element analysis and application of composite materials based on ANSYS[M]. 2nd ed. Beijing: China Water & Power Press, 2021. (in Chinese)
- [29] 赵中锋. 小型长航时无人机结构初步设计及强度分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- ZHAO Z F. Preliminary design and strength analysis of small long-endurance UAV structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019. (in Chinese)
- [30] 林壮壮. 无人机复合材料机翼结构分级优化研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- LIN Z Z. Study on structural classification optimization of composite wing of UAV [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019. (in Chinese)
- [31] 丁玲. 全复合材料无人机机翼结构优化设计[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2014.
- DING L. Structure optimal design for all composite wings of an unmanned aerial vehicle [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2014. (in Chinese)
- [32] 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. Study on the lightweight optimization of composite materials unmanned aerial vehicles (UAV) wing structure[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2016. (in Chinese)
- [33] 白皓. 复合材料层压板铺层设计的二级优化方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- BAI H. Research on two-grade optimum design method for layups of composite laminates [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)