

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2025.05.047

某无人机大展弦比薄复材机翼结构设计

张学铭, 曹韦俊, 张晓木, 夏杨

(中国融通集团 第六十研究所, 江苏 南京 210016)

摘 要:针对某型高速无人机的大展弦比薄机翼的外形,设计一款相对厚度小、承载高的梁式复合材料机翼。进行强度校核以及压载试验,其刚强度满足指标但质量不满足要求。为达到质量指标要求,对机翼进行拓扑优化设计。采用变密度法获得拓扑结构。对结构进行重新设计、强度校核以及压载试验。拓扑结构较原结构相比质量下降 29%,刚度也有很大改善。优化后结构能满足设计要求。

关键词:无人机;复材机翼;结构设计;拓扑优化

中图分类号:V279 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2025)05-0240-05

Structural Design of UAV Thin Composite Wing with High Aspect Ratio

ZHANG Xueming, CAO Weijun, ZHANG Xiaomu, XIA Yang

(The 60th Research Institute of CRTG, Nanjing 210016, China)

Abstract: A composite wing with small thickness and high-bearing beam is designed to meet the requirements of the high aspect ratio thin composite wing of a high speed UAV. Its strength was checked and ballast was tested, and the rigid strength proved to be satisfied, but the weight failed. To meet the weight index as required, the topology optimization design of the wing was made. By variable density method, topological structure was obtained and redesigned, and its strength check and ballast test were carried out. Compared with the original structure, the weight of the topological structure was reduced by 29%, with great improvement in stiffness. The optimized structure meets the requirements as designed.

Keywords: unmanned aerial vehicle; composite wing; structural design; topology optimization

0 引言

当前,无人机已完全进入人们的视野,在军用、商用以及民用等领域都已占据重要地位,全球都在加大无人机系统的创新研发。无人机结构设计总体要求是:经济成本低、使用安全、结构可靠、质量轻、维修便利,满足各种设计指标及适应特殊使用需求^[1]。

复合材料属于新型材料,由非单一材料经过一定的成型工艺加工生成,并具有新的特有的材料性能。相比于传统的金属类材料,复合材料具有各向异性性能,结构设计和材料铺层结构设计可同时进行,其结构能够一次成型,层合板结构具备强大的可设计性的机械性能。其中,碳纤维增强复合材料的突出特点是具备其他各种材料所无可比拟的高比刚度及高比强度性能^[2],其已经广泛应用于无人机次承力结构甚至主承力结构中,取得了显著的轻量化效果。机翼是无人机不可缺少的传力和承力组件,对整机的性能影响极其重要,其设计制造技术一直是国内外研究的重点,其

结构优化设计也成为无人机结构设计中的关键技术^[3]。

本文针对某型高速无人机的大展弦比薄机翼的外形,进行初步结构设计、有限元分析和压载验证试验^[4-10],性能指标满足要求。在完成原理样机试制后,机翼总质量的指标为不超过 6 kg。因原理样机质量不满足要求,故进行了拓扑优化设计^[11-12],找到最佳传力路径,优化结构,减少质量;最后通过有限元分析和静力加载试验,验证了机翼设计的合理性。

1 机翼初步结构设计及有限元分析

机翼结构形式通常划分成梁式、整体式和混合式^[13]。

梁式机翼:翼梁和梁缘条承受绝大部分弯矩,且蒙皮相对较薄。其主要分为单梁式、双梁式和多梁式 3 种类型。

整体式机翼:其所受弯矩绝大部分是由其壁板或蒙皮承载。主要分为单块式和多腹板式两种类型。

第一作者简介:张学铭(1987—),男,安徽池州人,工程师,硕士,研究方向为无人机结构设计,ainichujingyu@163.com。

混合式机翼:其由梁式机翼和单块式机翼组合而成。

1.1 结构设计

某型高速无人机机翼为左右两片独立可旋转机翼,左右机翼为对称结构,受力相同,故只对单片机翼进行设计分析。初步按梁式复合材料机翼结构布局,在翼弦 20%、最高点和 70% 的位置布置长梁。机翼主要由机翼金属接头、梁、肋、蒙皮以及预埋泡沫等组成^[14]。因机翼前部需要安装天线,蒙皮主体采用 T700 编织布预浸料和 M40J 碳纤维单向预浸料铺制,展长 48% 左右蒙皮需使用高强度玻璃纤维铺制,蒙皮铺层主方向沿机翼展向方向。前后布置翼肋,材料为胶木,机翼接头材料为 30CrMnSiA。机翼采用整体模压成型,单片机翼质量约为 3.76 kg,整体结构如图 1(a) 所示。

机翼梁采用 C 型梁结构,主体采用 T700 编织布预浸料和 M40J 碳纤维单向预浸料铺制,天线区域同步使用高强度玻璃纤维材料铺制,蒙皮铺层主方向沿机翼展向方向,采用热压罐成型,结构如图 1(b) 所示。

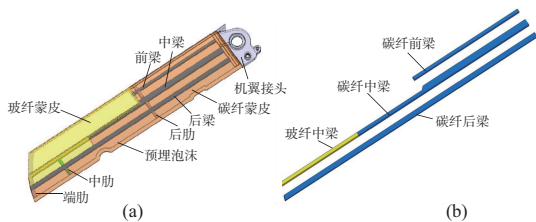


图 1 机翼整体结构及梁结构示意图

1.2 有限元分析

将三维模型导入到 Hypermesh 软件中进行建模。其中复合材料蒙皮部分采用 shell 单元模拟,翼根金属预埋块采用 solid 单元模拟,梁采用实体 shell 单元模拟,采用共节点和 MPC 刚性单元的方式处理之间的连接。有限元模型如图 2 所示。



图 2 机翼结构有限元示意图

机翼蒙皮和梁材料为 T700 编织布预浸料、M40J 碳纤维单向预浸料和高强度玻璃纤维,翼肋

材料为胶木,接头材料为 30CrMnSiA。材料性能参数如表 1 所示。

表 1 材料基本力学性能参数表

材料	弹性模量/ GPa	泊松比	屈服强度/ MPa	极限强度/ MPa
30CrMnSiA	$E_x = 196$	0.30	835	1 080
T700	$E_x = E_y = 66.65$ $E_z = 4.25$	0.28		600(拉伸) 380(压缩)
M40J	$E_x = 377$	0.29		1 886(拉伸)
玻璃纤维	$E_x = E_y = 21.06$ $E_z = 2.54$	0.28		442(拉伸) 207(压缩)
胶木	$E_x = 4$	0.23	110	150

机翼是通过机翼接头转轴安装孔安装到机身转轴上,故在转轴底座周边进行固支约束。为了能够准确地施加气动载荷,在气动计算时对机翼表面的加载区域进行了划分,如图 3 所示。

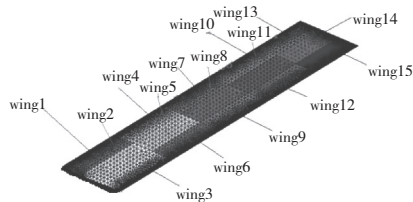


图 3 机翼载荷分区示意图

无人机在高速飞行过载 3g 时机翼各分区的载荷如表 2 所示。

表 2 机翼各分区载荷表

区域编号	F_z/N	区域编号	F_z/N
wing1	214.56	wing9	23.27
wing2	75.84	wing10	181.53
wing3	30.50	wing11	55.80
wing4	205.27	wing12	20.19
wing5	67.17	wing13	123.48
wing6	25.23	wing14	30.70
wing7	196.39	wing15	14.63
wing8	63.32		

在 ABAQUS 中,对建立的机翼有限元模型进行静力分析,结果如图 4 所示。

从计算结果分析可知:机翼整体位移情况从翼根至翼尖位移呈线性逐渐增大,后缘位移稍大于前缘位移。其最大值为 69.11 mm,为翼展的

4.24%。机翼接头最大应力为 428 MPa,位于安装轴孔边缘处,安全余量充足。蒙皮的最大应力为 74.2 MPa,位于翼根下蒙皮机翼接头区域,梁的最大应力为 95.7 MPa,位于中梁翼根处,均满足使用要求。

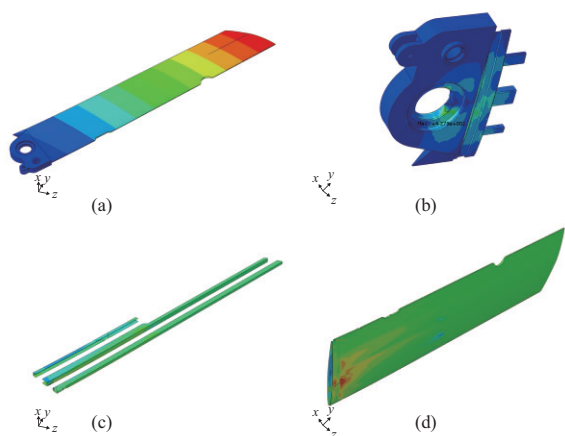


图4 整体位移及各部件应力云图

1.3 加载试验

为验证有限元仿真的准确性,进行了机翼加载试验,主要从机翼整体位移情况进行考察。试验所用试验件为经过标准检验的合格品,与有限元分析模型一致。试验方式是通过固定机翼接头安装孔位置,并将载荷区沿翼展方向简化为 5 个分区,在翼面分区上用帆布袋、杠杆和液压作动机构模拟相应载荷。其载荷分区如图 5 所示。

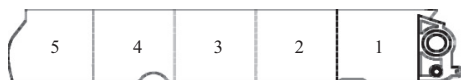


图5 机翼载荷简化分区示意图

5 个分区的加载载荷如表 3 所示。

表 3 加载试验载荷表					单位:kg	
工况	1 段	2 段	3 段	4 段	5 段	总计
预压载荷	15.0	15.0	15.0	12.5	7.5	65.0
2 <i>g</i> 载荷	20.0	20.0	20.0	17.5	10.0	87.5
3 <i>g</i> 载荷	30.0	30.0	30.0	25.0	15.0	130.0

机翼加载现场如图 6 所示。机翼整体位移,加载试验结果与仿真值对比如表 4 所示。

从表 4 中数据可知,试验值略高于仿真值,最大误差为 5.88%。两者的误差在允许范围内,表明仿真计算基本合理。

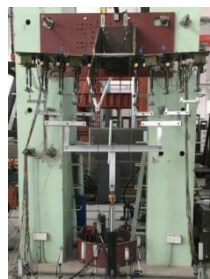


图6 机翼加载现场图

表4 加载结果与仿真值对比

编号	试验值/mm	仿真值/mm	误差/%
1#左	72.57	69.11	5.02
1#右	70.20	69.11	1.59
2#左	73.16	69.11	5.88
2#右	69.90	69.11	1.16

2 拓扑优化

上述机翼结构形式满足了总体性能要求,但质量超标不满足要求,为此,对机翼进行拓扑优化。目的是找到最佳传力路径,优化设计满足机翼设计要求,使结构质量最轻。

拓扑优化是根据指定载荷工况、性能指标和约束条件合理分配材料、确定最优传力路径的结构优化设计方法。拓扑优化的基本思想是将寻求结构的最优拓扑问题转化为在给定的设计区域内寻求最优材料分布的问题。以材料分布为优化对象,通过拓扑优化,可以在均匀分布材料的设计空间中找到最佳的分布方案,从而实现轻量化的目的^[15-17]。

一般的拓扑优化方法为均匀化方法、变密度方法和渐进结构优化方法等。其中变密度法是根据承力的大小定义结构单元的密度比,通常分布在 0~1 之间。单元的密度比越小,说明该单元承力越弱,在后续的优化中越容易被删除。单元的密度比越大,说明该单元承力越强,在后续的优化中越需要保留^[18-20]。

采用 Hypermesh 商用有限元软件中的 Optistruct 模块进行拓扑优化,对象为整体机翼结构,根据结构及工况特点,选取结构的柔顺度为优化目标,以结构单元密度为设计变量,以结构体积比(即结构需保留的体积比,简称体积比)为约束,建立中机身拓扑优化的数学模型:

$$\begin{cases} \min: \Phi(\rho, U) = U^T K(\rho) U = U^T F \\ \rho, U \\ \text{s.t. } K(\rho) U = F \end{cases} \quad (1)$$

式中: Φ 为结构的柔顺度,即结构平均刚度的倒数; ρ 为结构的单元密度; U 为结构的节点位移向量; K 为结构整体刚度阵; F 为结构的节点载荷向量。

经过 20 次计算迭代后收敛。给出 0.5 为临界单元值密度,即过滤单元密度小于 0.5 的单元。如图 7 所示。

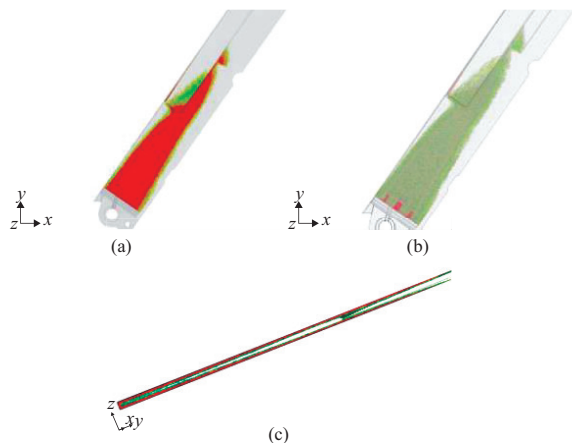


图 7 筛选密度为 0.5 分布云图

从优化结果看,机翼接头与蒙皮连接处材料最为集中,并且沿着翼展方向呈收敛趋势,高度方向也为接头蒙皮连接处最大。

3 优化结构设计及有限元分析

3.1 结构设计

根据上述拓扑优化结果,以及轻量化需求,重新设计接头结构,在非承力区域开设减轻槽,并增加与蒙皮连接区域宽度和长度,以确保质量都位于传力区域。改进后接头结构形式如图 8(a) 所示,并将其材料由 30CrMnSiA 更换为 TC4 以达到轻量化目的。

根据密度分布云图特点以及该机翼结构特点,将结构布局更改为整体厚蒙皮结构,并在传力路径上增加厚度,其他区域厚度进行渐变设计^[21]。其厚度区域如图 8(b) 所示。其中红色部分蒙皮厚度为 3.5 mm,其余厚度为 1.5 mm(本刊为黑白印刷,疑问之处请咨询作者)。

优化后机翼主要结构包含金属接头、碳纤蒙皮、玻纤蒙皮、梁、翼肋等。其中蒙皮采用厚蒙皮结构,蒙皮主体使用 T700 编织布预浸料、M40J 碳纤维单向预浸料和高强度玻璃纤维铺制,蒙皮铺

层主方向沿机翼展向方向;前后布置支撑梁,翼展方向布置肋,材料为胶木;机翼接头材料为 TC4。机翼采用整体合拢成型,单片机翼质量约为 2.67 kg,优化减质量达 29%。其结构组成如图 8(c) 所示。其中 TC4 的材料力学性能如表 5 所示,其他材料力学性能如表 1 所示。

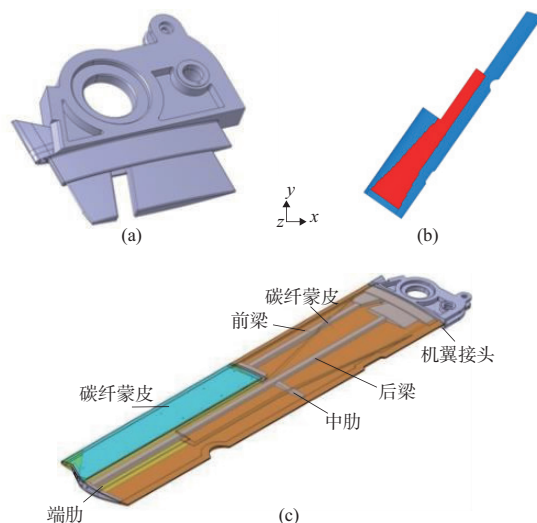


图 8 新构型机翼结构示意图

表 5 TC4 材料基本力学性能参数表

弹性模量/GPa	泊松比	屈服强度/MPa	极限强度/MPa
110	0.34	860	967

3.2 有限元分析

按上述方式同样对优化后机翼有限元模型进行静力分析,结果如图 9 所示。

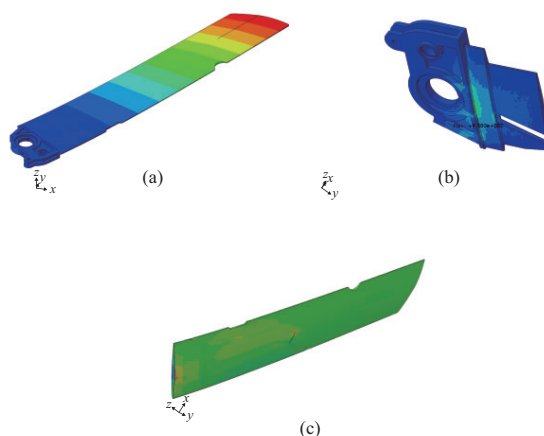


图 9 整体位移及各部件应力云图

从计算结果分析可知:新构型机翼整体变形趋势情况与旧机翼基本保持一致,其位移最大值

为 44.60 mm,为翼展的 2.74%,与旧机翼相比减小了 35.5%。机翼接头最大应力为 458 MPa,位于机翼接头与翼根下蒙皮接触区域,安全余量充足。蒙皮的最大应力为 79.2 MPa,位于碳纤与玻纤蒙皮交接处,同时也是蒙皮厚度变化分界处,满足使用要求。

3.3 加载试验

按同样的加载方式,对机翼进行静力加载测试,机翼整体位移,加载结果与仿真值对比如表 6 所示。

表 6 新机翼加载结果与仿真值对比

编号	试验值/mm	仿真值/mm	误差/%
1#左	47.19	44.60	5.8
1#右	45.00	44.60	0.9
2#左	49.85	44.60	11.8
2#右	44.04	44.60	-1.3

从表 6 中数据可知,试验值在仿真值上下浮动,最大误差为 11.8%。与仿真值的误差在允许范围内,表明仿真计算基本合理。

4 结语

1) 本文针对某型高速无人机的大展弦比薄机翼的外形,进行初步结构设计、有限元分析和压载验证试验,其性能指标满足要求但质量指标不达标。

2) 对机翼进行了拓扑优化设计,找到最佳传力路径,并以此进行了新的结构设计和有限元分析,其性能指标和质量指标均满足要求。

3) 优化后其结构质量减少达 29%,且刚度较原结构也有较大改善,机翼最大变形减小 35.5%。

4) 在无人机结构设计中,采用复合材料和拓扑优化设计将会成为行业未来发展的主流,对以后相似构型的机翼结构设计具有一定的指导意义。

参考文献:

- [1] 祝小平,向锦武,张才文,等. 无人机设计手册[M]. 北京:国防工业出版社,2007.
- [2] 赵凯,陈虹,张婧,等. 碳纤维复合材料在无人机上的应用[J]. 高科技纤维与应用,2015,40(4):39-43.
- [3] 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.
- [4] 徐荣欣,杨军,甘学东,等. 大展弦比复合材料机翼结构轻量化设计技术[J]. 高科技纤维与应用,2019,

44(2):35-39.

- [5] 张芸倩,段世慧,张国凡,等. 大展弦比机翼强度验证技术研究现状与未来发展[J]. 工程与试验,2022,62(1):4-7,42.
- [6] 苏桐,胡果馨,刘振. 全碳纤维复合材料太阳能无人机机翼结构优化设计[J]. 复合材料科学与工程,2024(3):79-83.
- [7] 王伟,杨伟,赵美英. 大展弦比飞翼结构拓扑、形状与尺寸综合优化设计[J]. 机械强度,2008,30(4):596-600.
- [8] 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.
- [9] 刘振东,郑锡涛,冯雁,等. 无人机全复合材料机翼结构设计试验验证[J]. 复合材料学报,2016,33(5):1055-1063.
- [10] 陈刚,王校培,宋军,等. 某高载荷大后掠无人机复合材料机翼结构设计试验验证[J]. 南京航空航天大学学报,2021,53(4):613-619.
- [11] 沈浩杰,夏杨,陈刚. 某型无人机机翼预埋骨架拓扑优化设计[J]. 计算机仿真,2022,39(3):79-84.
- [12] 赵红娟,林伟航,魏闯,等. 典型机翼的拓扑优化方法研究[J]. 国际航空航天科学,2019(1):1-10.
- [13] 姚卫星,张振伟. 飞行器翼面结构型式的确定[J]. 航空制造技术,2011,54(18):26-29.
- [14] 蒋建军,何利军,何建,等. 复合材料整体成型大后掠机翼设计与验证研究[J]. 科技资讯,2024,22(1):98-101.
- [15] BENDSØE M P, KIKUCHI N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering,1988,71(2):197-224.
- [16] 郭中泽,张卫红,陈裕泽. 结构拓扑优化设计综述[J]. 机械设计,2007,24(8):1-6.
- [17] 王一为,雷锐午,汪辉. 飞翼布局飞行器结构拓扑优化设计[J]. 北京航空航天大学学报,2023,49(2):482-490.
- [18] 邱福生,裴颖,孙聪,等. 三维机翼翼盒的结构拓扑优化设计[J]. 计算机集成制造系统,2010,16(11):2405-2409.
- [19] 张利国,王冠. 多工况下某太阳能无人机翼肋拓扑优化[J]. 机械工程师,2018(9):5-7,10.
- [20] 牛西茜,李昕莹,李佩泽. 基于变密度法的飞机襟翼拓扑优化设计[J]. 兵器装备工程学报,2024,45(3):101-106.
- [21] 杨益彰,廖耀青. 基于变截面铺层的无人机机翼结构-材料一体化轻量化设计[J]. 无线互联科技,2023,20(12):103-108.

收稿日期:2024-03-06