

H 构型无人机复合材料机臂有限元分析与优化

孟祥瑞, 林木, 王冰冰

(大连海洋大学, 辽宁 大连 116300)

摘要: 依据 H 构型无人机总体设计要求, 对复合材料机臂进行有限元分析与优化。根据无人机机臂的承载特点实现复合材料机臂的初步设计, 建立机臂有限元优化模型; 以提升机臂结构性能为优化目标, 结合有限元计算结果和实际制作工艺, 确定机臂优化结构。优化后的结果表明: 整体满足设计要求且力学性能大幅提升。

关键词: 复合材料; H 构型无人机; 有限元分析; 结构优化

中图分类号: V411.8 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5276(2023)04-0113-02

Finite Element Analysis and Optimization of H-configuration UAV Composite Arm

MENG Xiangrui, LIN Mu, WANG Bingbing

(Dalian Ocean University, Dalian 116300, China)

Abstract: According to the overall design requirements of the H-configuration UAV, the finite element analysis and optimization of the composite arms are carried out. Based on the bearing characteristics of the drone arm, the preliminary design of the composite arm is worked out and the finite element optimization model of the machine arm is established. With the improvement of the arm structure performance as the optimization goal, the arm optimization structure is finalized by combining the finite element calculation results and the actual manufacturing process. The optimized results show that the overall design requirements are met and the mechanical properties are significantly improved.

Keywords: composite materials; H-configuration UAV; finite element analysis; structural optimization

0 引言

复合材料具有高比刚度和高比强度, 在航空航天和小型航天器中的应用越来越广泛^[1]。现代无人机的复合材料使用比例可占到总机体结构质量的 80%。在一些小型无人机的设计中, 复合材料甚至被用作主体材料。例如波音公司 X45-A 型无人机, 外部材料全为复合材料; 格鲁门公司的无人机 X-47AJ 全机结构都使用了复合材料^[2-3]。

目前无人机的结构设计过程主要还是依赖设计经验, 但有限元分析及计算机技术的发展, 使得有限元分析技术在无人机结构设计中的角色越来越重要。采用复合材料并结合有限元分析的结构优化可以大大降低设计周期和费用。冯琨程等^[4]对旋翼无人机的复合材料机体厚度进行了结构优化。盛聪等^[5]基于 Hyperworks 软件对卫星结构中的复材层板进行了优化设计。FUNNEL M^[6]对机翼结构应用自由尺寸的方法进行优化, 通过对具有相同纤维方向的超级层优化后, 重新分配其厚度, 从而实现了总体减质量的目标。

本文基于 H 构型无人机性能要求进行了机臂的结构设计。利用 Creo 建模后使用 ANSYS 有限元分析软件对机臂结构进行了结构优化。最后结合工程要求和制作工艺, 基于优化结果确定了最终的机臂结构尺寸。

1 复合材料机臂结构设计

H 构型无人机结构如图 1 所示, 是由两根纵梁及两根横梁组成机臂主结构, 横梁中间位置布置有承力框架, 机臂主结构为全复合材料结构。

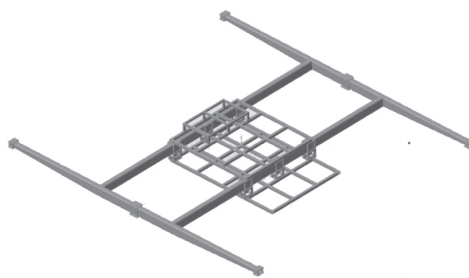


图 1 H 型构型无人机结构

1.1 设计要求

该 H 型构型无人机的纵梁、横梁总质量约为 30 kg, 纵梁末端位移需小于 200 μm, 梁架应有足够的强度和刚度。

基金项目: 辽宁省高等学校科学研究项目(Q1201720)

第一作者简介: 孟祥瑞(1982—), 男, 吉林四平人, 讲师, 硕士, 研究方向为计算机仿真技术, 153031166@qq.com。

1.2 机臂结构初步设计

H 型构型无人机机臂结构初始方案为:横梁高度 170 mm,宽 90 mm,壁厚 3 mm;纵梁中间高度 170 mm,宽度 90 mm,纵梁末端高度 90 mm,宽度 85 mm,壁厚均 3 mm。材料性能见表 1,该初始方案下,纵梁和横梁总质量为 35 kg。

表 1 材料性能表

部件	材料	密度/(kg/m ³)	弹性模量/GPa	泊松比
机臂结构	复合材料	1 200	45	0.30
中部舱框	铝合金	2 800	71	0.28
电机接头	铝合金	2 800	71	0.28

2 机臂初始结构建模与分析

2.1 初始结构有限元建模

该 H 型构型无人机初始结构的有限元模型包括了纵梁、横梁、框架、接头等结构,其中纵梁和横梁采用四边形壳单元模拟,其余结构均采用六面体实体单元模拟,各结构之间采用粘接模拟其连接关系。最终有限元网格模型为 6.7 万单元和 10 万节点(图 2)。计算中将纵梁、横梁复合材料进行等效,等效弹性模量为 45 GPa;框架及接头材料为铝合金,弹性模量 71 GPa。

有限元模型的边界条件为 6 个接头底面固定。载荷为 6 个升力点各施加大小 5 000 N, z 轴垂直向上的集中力。

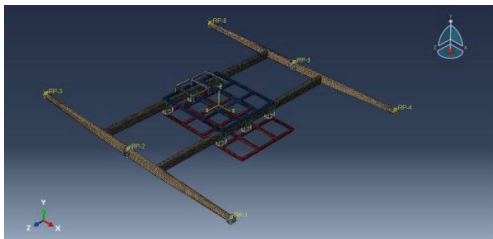


图 2 整体有限元模型

2.2 初始结构有限元分析

初始结构有限元分析结果如图 3、图 4 所示。无人机纵梁末端最大位移为 198 μm,最大拉应变出现在横梁底面与框架的交界点附近。最大压应变出现在横梁上表面与框架交界点附近。纵梁上的最大应变出现在纵梁与横梁交界附近的上下表面。

通过对初始结构方案的分析可知,该方案下无人机梁结构位移变形较大。

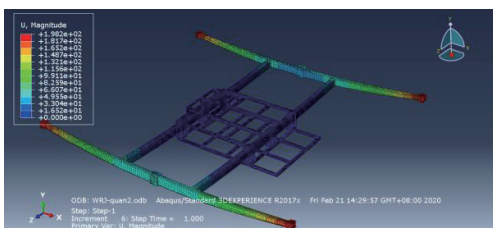


图 3 整体位移分布

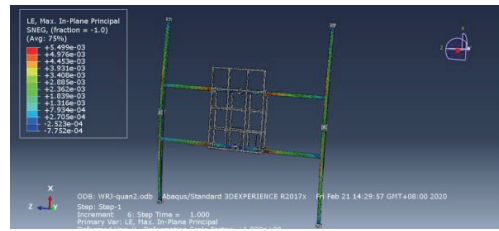


图 4 整体应变分布

3 机臂优化结构建模与分析

3.1 机臂结构优化

通过对初始方案的结构分析发现梁的高度尺寸变化对弯曲刚度影响较大,故机臂的优化过程中将梁的高度增大到 220 mm,纵梁末端的高度增大到 150 mm。同时将纵梁和横梁的腹板厚度减小到 1.8 mm。将纵梁和横梁的翼板优化为变截面,由梁根部尺寸 2.6 mm 渐变至外部尺寸 1.8 mm。由于在结构优化过程中,无人机结构出现了纵梁承载力不足和横梁腹板局部失稳问题,故在调整机臂结构尺寸的同时,在纵梁失稳位置增加肋板,并在横梁中间位置增加一道通到两端的隔板。最终优化后的整体模型如图 5 所示。

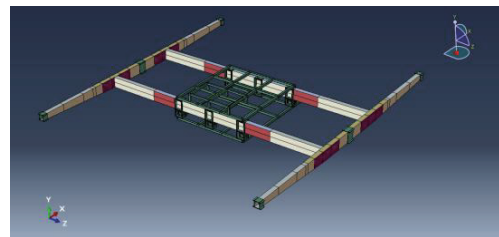


图 5 优化后的整体模型

3.2 最终结构有限元分析

通过分析可知,机臂下翼板的拉应变大部分区域小于 3 500 με,且整个机臂底面受力比较均匀,同时机臂上翼板的压应变大部分区域小于 3 500 με,整个机臂上面也保持了均匀受力,说明无人机材料利用率得到较大提升,且纵梁上压应变远小于横梁。将最终结构与初始方案对比可知,优化后的方案与原方案质量基本相当,但是位移和应变均大幅减小,且优化后的结构整个上翼板和下翼板的应变水平分布比较均匀,传力更为合理。最终优化后的有限元模型如图 6 所示。

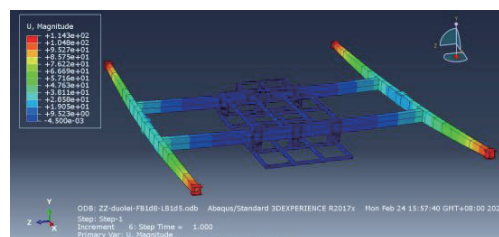


图 6 优化后的位移分布

(下转第 119 页)

3 结语

本文通过真实气体效应下高超声速进气道的多场耦合仿真方法,对壁面共轭耦合传热下进气道气动性能以及结构温度场的变化进行非定常数数值模拟研究,得出以下结论。

1)在壁面共轭耦合传热的作用下,受壁温升高的影响,300 s时刻进气道喉道截面和出口截面气流温度相比初始时刻分别上升4.25%和13.30%,截面压比分别升高4.75%和13.53%,同时截面总压恢复系数出现小幅度下降,并且降幅都小于2%,但进气道流量系数几乎不发生变化。

2)在壁面耦合传热前期(0~50 s内),进气道气动性能参数变化速率明显,而在50 s之后,进气道气动性能参数的变化速率逐渐减小然后趋近于线性变化。

3)从进气道结构温度场耦合计算结果可知,结构高温区主要位于唇罩前缘结构、前体前缘结构以及内通道结构处,并且唇缘和前缘处壁温远高于内通道壁温。如50 s时刻,唇缘和前缘处壁温达到2 350 K,内通道最高壁温为1 200 K,而在300 s时刻内通道最高壁温也接近1 900 K。因此在高超声速进气道结构设计中,不仅要着重考虑前体前缘与唇罩结构热防护设计的可靠性,同时也要兼顾内压缩段以及隔离段处结构的防热设计。

参考文献:

- [1] 俞励松. 典型飞行器结构在热环境和随机载荷作用下的动响应研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017.
- [2] 汤文辉,徐彬彬,冉宪文,等. 高温等离子体的状态方程及其热力学性质[J]. 物理学报,2017,66(3):030505.

(上接第114页)

4 结语

经过优化后的机臂结构刚度明显提高,结构应力分布更加均匀,材料利用率较高,结构传力更加合理。

梁的高度对弯曲影响较大,在结构设计允许的情况下,可进一步加高。纵梁和横梁主要靠上下翼板传力,梁腹板主要起维形作用,对于无人机的稳定性影响较大。整体机臂结构在保证设计尺寸的前提下,结构质量减至32 kg,无人机整体没有发生失稳,最终结构的强度和稳定性也得到了加强。研究结果表明该优化方案切实可行,并对于H构型无人机复合材料机臂的设计提供了理论依据与实践探索。

- [3] 石晓峰. 激波反射干扰及其热化学非平衡效应[D]. 合肥:中国科学技术大学,2018.
- [4] ANDERSON J D Jr. Hypersonic and high-temperature gas dynamics [M]. 3th ed. Reston, VA: AIAA, Inc., 2019.
- [5] PARK C, YOON S. Calculation of real-gas effects on airfoil aerodynamic characteristics [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1993, 7(4): 727-729.
- [6] YUMUSAK M, EYI S N. Aerothermodynamic shape optimization of hypersonic blunt bodies [C]//21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference. San Diego, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2013: 2693.
- [7] 栗莉. 真实气体效应对高超声速进气道流场结构影响的研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2013.
- [8] 桂业伟,刘磊,耿湘人,等. 气动力/热与结构多场耦合计算策略与方法研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(5): 1047-1051.
- [9] 王钰涵,王江峰,李龙飞. 不同进口马赫数下超声速燃烧流场特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(4): 512-518.
- [10] PARK C. On convergence of computation of chemically reacting flows [C]//23rd Aerospace Sciences Meeting. Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1985: 247.
- [11] 杨世铭. 传热学[M]. 4版. 北京:高等教育出版社,2006.
- [12] 季卫栋. 高超声速气动力/热/结构多场耦合问题数值模拟技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
- [13] 周印佳. 高超声速流动—传热与材料响应耦合方法及耦合行为研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2016.
- [14] 李欣,张剑飞,何雅玲,等. 二维流场、热结构耦合模拟研究[J]. 工程热物理学报, 2012, 33(1): 87-90.

收稿日期:2022-01-17

参考文献:

- [1] 牛春匀(Michael C. Y. Niu,美). 实用飞机结构工程设计[M]. 程小全,译. 北京:航空工业出版社,2008.
- [2] 蔡全. 某小型无人机的机体结构及其强度计算[D]. 杭州:浙江大学,2008.
- [3] 许震宇,李斌. 某型燃料电池无人机结构设计[J]. 玻璃钢/复合材料, 2010(6): 55-58.
- [4] 冯琨程,高九州. 某型系留无人机复合材料机体结构优化设计与分析[J]. 玻璃钢/复合材料, 2018(10): 56-61.
- [5] 盛聪,曾福明,濮海玲. 应用OptiStruct软件的太阳翼基板结构优化[J]. 航天器工程, 2011, 20(6): 63-68.
- [6] FUNNEL M. Targeting composite wing performance - optimum location of laminate boundaries [C]// Altair Engineering CAE Technology Conference. [S.I.: s.n.], 2007.

收稿日期:2022-01-13