Mechanical Engineering and Technology 机械工程与技术, 2025, 14(3), 290-304
Published Online June 2025 in Hans. https://www.hanspub.org/journal/met
https://doi.org/10.12677/met.2025.143028

Hans汉斯

六旋翼无人机结构载荷强度仿真计算

庄智颖，李洪昆，林明灶*

东莞理工学院粤台产业科技学院，广东 东莞

收稿日期：2025年5月10日；录用日期：2025年6月2日；发布日期：2025年6月10日

摘 要

本文主要使用SolidWorks仿真设计一种六旋翼无人机，安装多功能挂载结构，并仿真计算载荷强度。本设计具有安装孔位，可以根据使用需求安装相应的工作模块，可根据硬件选择，设计无人机的各个零件。通过ANSYS进行有限元仿真，观察在最大载重情况下，无人机整体的机械结构以及多功能挂载结构的情况，最后针对仿真结果进行相应的优化设计，完成多功能的六旋翼无人机载物平台结构设计。

关键词

六旋翼无人机，多重挂载结构，静力学仿真，结构设计

Calculation of Structural Load Strength of Hexacopter Unmanned Aerial Vehicle with Simulation

ChihYing Chuang, Hongkun Li, Mingtzau Lin*

Guangdong-Taiwan College of Industrial Science & Technology, Dongguan University of Technology, Dongguan Guangdong

Received: May 10th, 2025; accepted: Jun. 2nd, 2025; published: Jun. 10th, 2025

Abstract

This paper mainly uses SolidWorks to design a six-rotor drone with a multi-function payload structure, and calculate the load strength with simulation, which has installation holes for work modules to be installed according to usage needs. Based on hardware selection, the paper designs various parts of the drone, and then conducts finite element simulation using ANSYS to observe the mechanical structure and multi-function payload structure of the drone as a whole in the case of maximum

*通讯作者。

文章引用: 庄智颖, 李洪昆, 林明灶. 六旋翼无人机结构载荷强度仿真计算[J]. 机械工程与技术, 2025, 14(3): 290-304.
DOI: 10.12677/met.2025.143028

payload. Finally, the paper optimizes the design based on the simulation results to complete the design of the multi-function six-rotor drone structure.

Keywords

Hexacopter UAV, Multi-Attach Structure, Static Simulation, Structural Design

Copyright © 2025 by author(s) and Hans Publishers Inc.
This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).
http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/
Open Access

1. 引言

在二十世纪八十年代，无人机发展初期，主要是以固定单旋翼无人机，在军用方面为主，当时受制于电池、电机和电调技术还无法满足需求，无法做出多旋翼无人机。在二十世纪九十年代，由于成本进一步降低，民用单旋翼无人机开始逐渐兴起，主要在农业植保、消防等领域得到广泛应用，为人们的生活和工作带来了便利[1]。在二十一世纪初期，四旋翼无人机开始崭露头角。四旋翼无人机具有垂直起降和悬停能力，适用于低空航拍、物流配送等任务，这种类型的无人机在航拍、娱乐等领域得到广泛应用[2]。

目前六旋翼无人机已成功研发，六旋翼无人机比四旋翼无人机具有更多的旋翼，可提供更好的稳定性和操控能力，它通常由一个中央主体和六个对称分布的旋翼组成，每个旋翼都由一个电机驱动，通过旋转产生升力，从而使无人机能够在空中悬停、飞行和执行各种任务[3]。由于具有更多的旋翼，它在空中的稳定性相对较高，能更好地抵抗风力和其他外部干扰，提供更平稳的飞行体验。此外，六旋翼无人机还可以更精确地操控，具有更大的机动性和灵活性[4]。目前国内外的六旋翼无人机多为农用无人机或消防无人机为主，这两种无人机型有很多通用点，例如需要较大的负载能力[5]，以及无人机平台提供稳定的飞行姿态与操控性，对于无人机空中续航能力有较高的要求[6]，而更倾向于补能较快的方式，以便于持续作业[7]。

本文主要以挂载结构仿真及机械结构设计建模维度，来设计无人机的结构，通过多用途的挂载结构满足多种多样的工作模块：

(1) 挂载结构仿真：通过有限元分析软件 ANSYS 对于挂载结构的挂载能力进行分析。对于挂载结构进行建模设计，定义各个零件的材质，在仿真中优化设计，并且根据材料受力情况等，优化结构以及材料。

(2) 无人机机械结构设计与建模：使用 SolidWorks 对无人机整体进行结构设计，并且完成结构组装。按照支撑、机臂、脚架等各个部件的需求设计，主要考虑机械结构设计的可靠性和安全性，合理安排各个部位的位置，在无人机内部有限的空间内，尽可能节约空间、减轻机身重量，以增加无人机的负载能力以及空中续航时间。

2. 硬件选择

关于硬件选择，主要可以分为直流无刷电机、电机驱动板、无人机旋翼、电池型号四个大类选择[8][9]。得益于现在电机技术的高速发展，在使用对应的电子调速器(ESC)时，需要高强度的旋翼搭配进行使用。最后需要考虑电池的容量重量等对于无人机滞空时间的影响[10]。

2.1. 电机选择

对于无人机使用的电机，主要是需要从电机扭矩、电机功率、热量损失小、电机的转速等方向进行考虑[11]。在此选择 T-MOTOR P80 III、DJI E1200、Sunnysky X8030S、T-MOTOR U8、Emax RS2205 等五种电机进行比较，列于表 1；由于设计的为大载重能力大型无人机，需要采用 KV 值较低的电机，配合较大的桨叶，保证机体的动力，因为多用途无人机设计，需要考虑电机的防水性能，避免在复杂的环境中造成机体损坏[12]。因此，详细对比后最终选择 T-MOTOR P80 III，该电机拥有较高的功率以及扭矩，同时具有 IP35 防水性能以及优秀的抗摔能力，也有较长的使用寿命。

Table 1. Compare the key data of each motor
表 1. 各个电机关键数据对比

电机型号	峰值扭矩(N·m)	峰值功率(W)	防水性
T-MOTOR P80 III	6.54	3628	是
DJI E1200	2.78	1400	否
Sunnysky X8030S	12.41	7056	否
T-MOTOR U8	3.79	1790	是
Emax RS2205	0.74	400	否

2.2. 电调选择

对于电调选择，主要参考 T-MOTOR P80 III 电机的参数进行选择，电机最大电流为 70 A，工作额定电压为 6~12 S。最终经过多维度考虑选择 FLAME 80A 12S V2.0 电调，它采用全封闭设计，能够有效防尘防水，避免杂质进入电调内部，提供较好的防护以及可靠性。其内部经过优化电路设计，能够提供稳定的性能并拥有平滑的加速和减速，拥有很高的飞行控制性和稳定性。设计有先进的电子保护功能，如过流保护、过热保护、低电压保护等。并且拥有极高的兼容性，能够适配六旋翼无人机的飞行控制系统和飞行器架构。使用高质量的材料进行生产制造，有较高的耐用性和可靠性，保证长时间使用的稳定性[13]。

2.3. 旋翼选择

对于旋翼的选择方面，主要考虑使用高功率电机的情况下是否能够稳定提供升力，以及旋翼是否可折叠。由于采用电机为低转速高扭矩电机，需要适配大尺寸旋翼，过大的尺寸采用折叠设计将能够缩小无人机在静止状态情况下的体积，为无人机运输提供便利[14]。根据多方面考虑选择 MF3016 旋翼，这是尺寸达到(30.5 * 10.7) inch 的大尺寸旋翼，该旋翼采用碳纤维与塑料聚合物以复杂的混合比例进行融合，再通过多次改良的注塑成型工艺，实现更高压力标准制造螺旋桨。它的内部结构拥有多个固定结构，能够保证旋翼的稳定性，在降低材料密度百分之三点五的情况下提升两倍以上的强度以及一点五倍桨叶表面耐磨性，并拥有创新性圆弧状的机翼边缘设计，能有效提升桨叶的升阻比，另外，在外表面涂有特殊隔热涂层，具有高遮亮度以及较高的耐高温能力，使其可在户外长时间高温运行。

2.4. 电池选择

对于无人机电池选择，需要考虑从电池重量、电池容量、放电能力、电池电压等方向进行考虑。最终经过多方面对比，采用 DJI 大疆科技创新公司生产的 TB48S 电池作为无人机的储能装置，该电池采用全新的高能充电电芯，并且具有充放电管理芯片。在使用电池管家的情况下，能够 6 块电池同时充电，

功率可达到 180 W，50 min 可以完成补能，减少等待时间，更快地重新开始飞行计划。电池容量达到 5700 mAh，同时具备 22.8 V 电压，具有出色的氢能和稳定的电压输出，能够为无人机提供稳定的能源提供，确保飞行过程中的安全性与可靠性。能量高达 130 Wh，工作温度区间较广，在−10℃~40℃的情况下仍能保持正常充放电工作。如果配合 DJI GO 应用程序可以随时观察电池的剩余电量、电压和温度等信息，能够及时了解电池当前的状态，随时调整飞行计划。

3. 挂载结构设计与分析

在本设计中，对于六旋翼无人机有多用途需求，可以根据飞行任务需要，更改无人机挂载组件，实现多任务的飞行情况。对于这种挂载组件与无人机，需要一个多用途的支架让任务挂载组件与无人机固定，保证两者的固定连接，整体无人机结构如图 1。多用途挂载结构需要拥有多个安装孔径，保证多类型的挂载组件安装稳定，并且采用 7075 铝合金进行设计，中心碳纤维板与挂载结构安装如图 2。

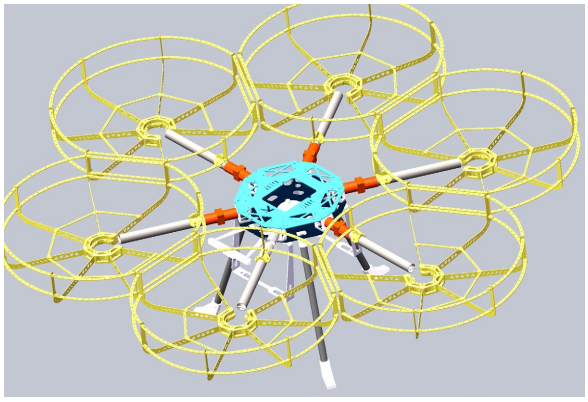


Figure 1. The overall drone model
图 1. 无人机整体模型

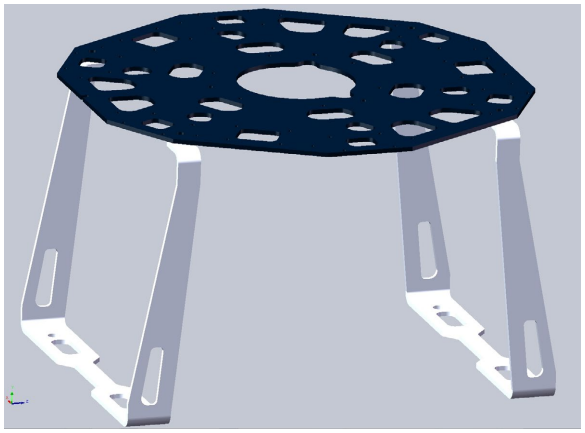


Figure 2. Installation diagram of the mount structure
图 2. 挂载结构安装图

3.1. 挂载结构设计

本论文中所设计的无人机面对多种挂载，对于通用挂载结构强度有一定的要求。本文设计的无人机为六旋翼无人机，最高负载可达到 15 KG，对于两根支架的载重需要抵抗 147 N，在设计过程中由于对材料有要求，最终选用的 6061 铝合金作为材料，采用钣金工艺进行折叠如图 3。相比于计算机数值控制加

工采用钣金工艺减少加工产生的费用，折弯产生的圆角同样可以有效避免应力集中现象的产生，采用完整的铝合金板折弯制造的零部件，能优化挂载结构的受力情况。在挂载结构的顶部切除直径为 5.5 mm 的圆形孔洞，再通过 M5 的螺丝与中心碳纤维板进行固定，保证两者固定的稳定，底部与侧面切出长度为 22 mm，宽度为 13 mm，圆弧直径为 5 mm 的直槽口，保证该挂在结构在挂在多重不同的零部件时的通用性。并且在直槽口边同样设计有 8 mm 直径的圆形孔洞，在有挂载需要时也能够起到辅助固定作用。在挂载结构的侧面也拥有直导槽设计，在固定时能够安装辅助固定棍，贯穿两个导槽，提供额外的挂载，各个挂载点在图 4 展示。

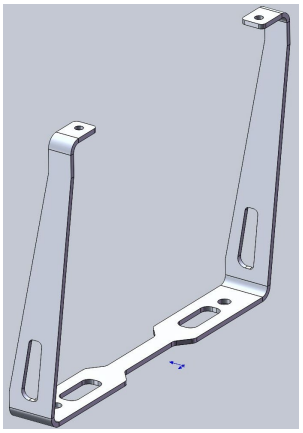


Figure 3. Loading structure
图 3. 挂载结构

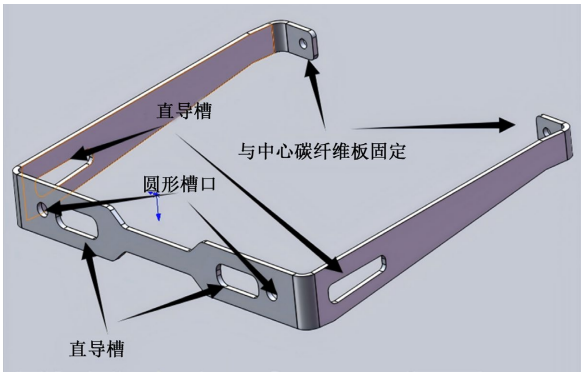


Figure 4. Introduction of the hole position of the mounting structure
图 4. 挂载结构孔位介绍

3.2. 挂载结构仿真

对于挂载结构进行有限元分析，主要观察挂载结构在最大的受力情况下的形变量以及应力情况，查看设计的结构是否符合力学设计，能否完成挂载的任务。使用 ANSYS 软件进行有限元分析，这款软件提供了多重仿真模式，包括线性或非线性分析、静力学、隐式动力学、显示动力学、刚体/刚柔混合动力学、多体水动力学、复合材料分析、疲劳分析、优化分析等，还拥有多用途的有限元法计算机设计程序，可以用来求解结构流体、电力、电磁场及碰撞等问题。本次对于挂载结构的分析主要采用的是静态结构的受力分析。首先将在 SolidWorks 建模的挂载结构的机械模型导入 ANSYS 中，再将材料定义为 6061 合金，模型导入后添加两个固定面，模拟挂载结构和中心碳纤维板之间的固定，再施加向下的 147 N 的压力，各个约束力如图 5。

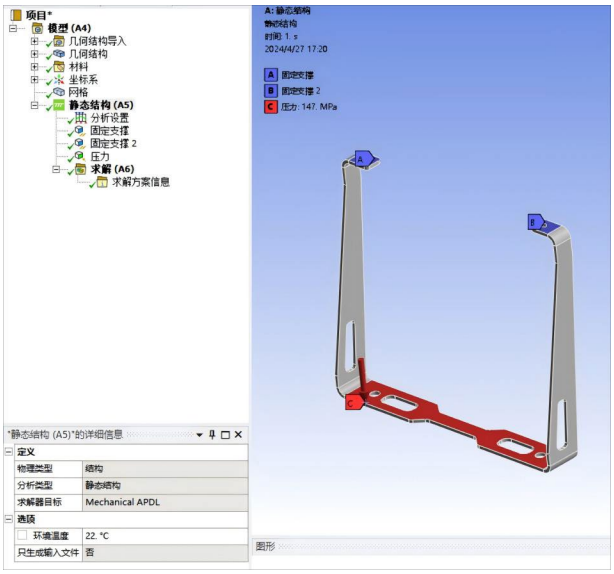


Figure 5. Mechanical analysis
图 5. 力学分析情况

在 ANSYS 中将 6061 铝合金的关键参数列在表 2 中，通过图 6 可以观察到，挂载结构在受到 147 N 的压力情况下，等效应力最大值仅为 90.673 MPa，这个数值远远小于表 2 中 6061 铝合金最大抗拉强度 290 MPa，并且观察图 7 可以得出，形变量极小，仅为 0.00045 mm。通过上面的静力学分析可以得出，在单根收到 147 N 的外力时，最大抗拉强度也能够满足正常的使用条件，可以达到使用要求，满足日常使用条件。

Table 2. 6061 Key physical parameters of the alloy (data source: ANSYS software internal data)
表 2. 6061 合金关键物理参数(数据来源：ANSYS 软件内部数据)

	拉伸强度	屈服强度	硬度
性能参数	290 MPa	240 MPa	95 HB

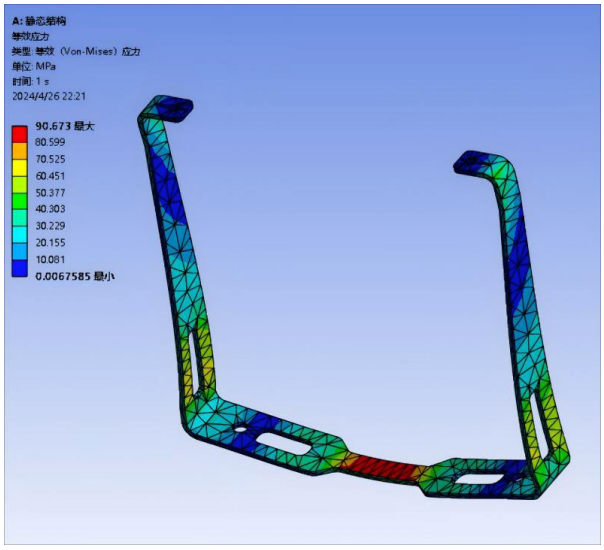


Figure 6. Stress analysis diagram
图 6. 应力分析图

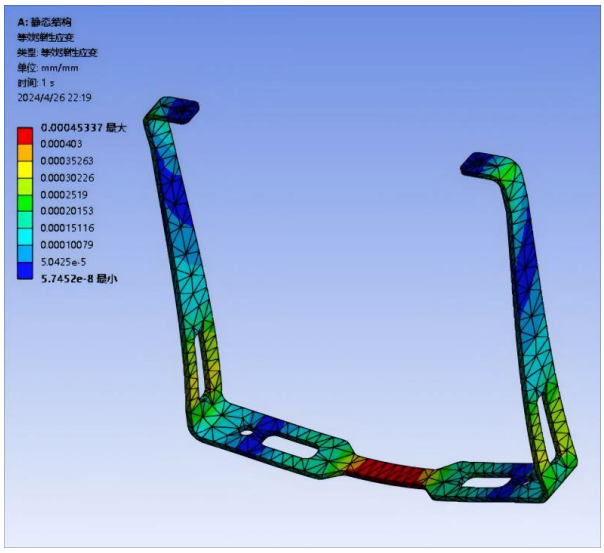


Figure 7. Form variable analysis plot
图 7. 形变量分析图

4. 无人机结构设计与仿真

对于无人机结构设计，主要需要考虑在六旋翼的情况下，机臂的力学情况，并且需要模拟固定机臂的中间固定板材的受力情况。六旋翼的螺旋桨是产生升力的唯一来源，而旋翼与电机通过碳管联接与中心的碳板上，力学简化图在图 8 中，并且无人机的通用挂载结构同样需要固定在中心处的碳板上，以及无人机起落架处也需固定为此处，所以在设计过程中需要更多考虑该零件的强度。并且考虑无人机载重能力，需要在保证机体强度的情况下尽可能减轻无人机机体重量。

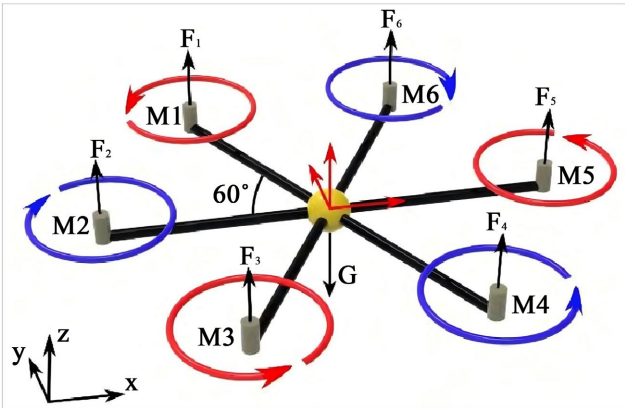


Figure 8. Mechanical analytical diagram of the six-rotor UAV
图 8. 六旋翼无人机力学解析图

4.1. 无人机机臂设计

对于无人机的机臂结构设计，在机臂中设计有一个快速折叠的零部件。在设计使用大型无人机的时候，需要考虑到大型无人机的便携以及运输的便捷性。通过快折结构将机臂折叠后，能够将无人机大幅度缩小。并且由于采用的旋翼为 MF3016 旋翼，该旋翼能够进行折叠。在碳管折叠后，同时将机翼折叠后，能够直接将碳纤维机臂自然下垂，无需多余固定件将其固定。使用 M4 螺丝将 28 mm 碳管固定件固

定在中心碳板上，再将 85 mm 长的碳纤维管固定于中心碳板上，通过设计的快速折叠零件连接在 58 mm 碳纤维管与 285 mm 碳纤维管链接在一起，详细的连接方式在图 9 展示，形成快速折叠的装置。进而可以通过该打印件快速将较长的机臂迅速折叠以及快速展开，能够提升该无人机在运输的便捷性。并且设计有无人机桨叶保护罩，在图 10 中的黄色部分，在使用过程中可以加盖网布，大孔网布能够有效防止树叶等杂物进入螺旋桨罩内，损坏桨叶并避免影响无人机的正常运行。并且在无人机出现意外摔落至地面时，能避免出现人员损伤以及扩大无人机损伤。

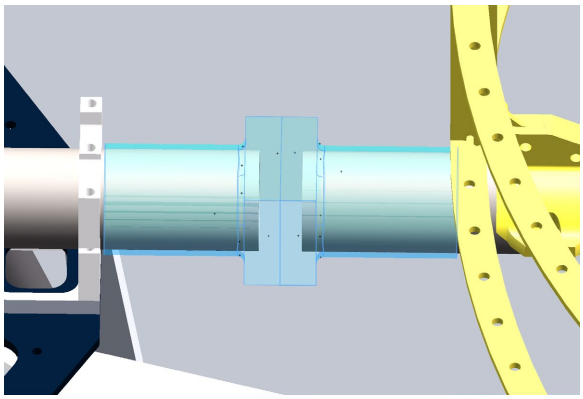


Figure 9. Machine arm quickly folding parts
图 9. 机臂快速折叠零件

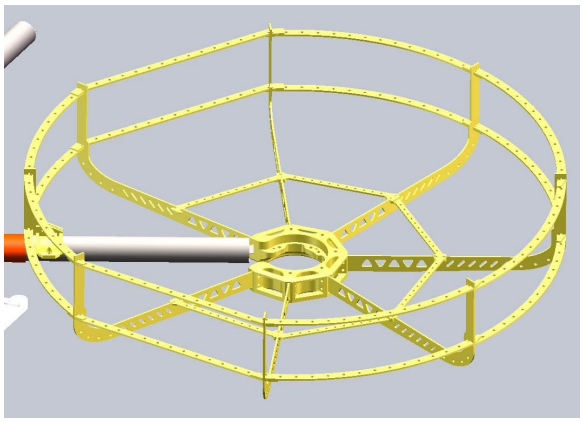


Figure 10. Drone vehicle blade protection shield
图 10. 无人机桨叶保护罩

4.2. 中心碳板以及内部空间布置

中心碳纤维上板与中心碳纤维下板均采用镂空设计如图 11 所示，这种设计在无人机设计中能够有效降低无人机的重量，碳纤维板材料重量较轻、强度高，并且采用上下板相夹设计，能够保证无人机中心碳纤维板的强度，在机臂的升力以及中心板下面的通用挂载向下的拉力时，保持不产生形变。在内部中，空间布置紧凑，内部安插有六块 TB48S 高性能无人机专用电池，在图 12 观察到内部安装空间位置紧凑，也可以根据需求安装电池数量，在同时安装六块电池时最续航可以达到 50 min。六块电池与六根无人机机臂交替布置，使内部空间高效利用。在内部中心区域布置 STM32 与中心电路板等硬件。该平台在中心部位，能够减小内部走线的复杂程度，降低内部空间浪费。在中心碳纤维上板安装有两个 GPS 定位模块，保证无人机在户外使用过程中能够拥有精确地位置信息，保证在户外情况下使用的便捷性。

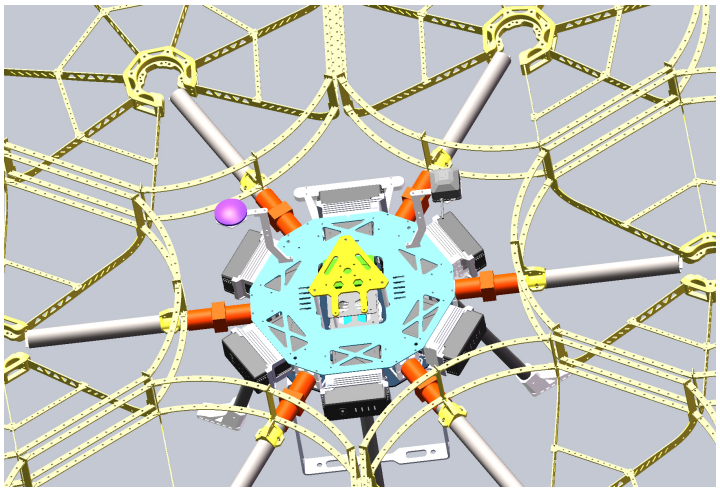


Figure 11. Central carbon plate upper plate
图 11. 中心碳板上板

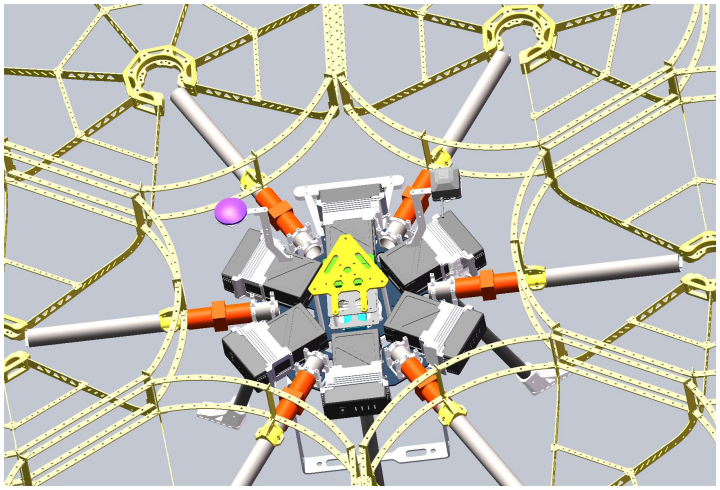


Figure 12. Interior space layout
图 12. 内部空间布置

4.3. 无人机结构仿真

无人机整体结构的受力情况，需要进行分析。采用的静力学分析软件为 ANSYS，进行有限元分析并且绘制有关的受力分析图。本论文动力结构主要采用 T-MOTOR P80 III 电机、FLAME 80A 12S V2.0 电调、MF3016 旋翼，该套动力组合最大能够提供 158.49 N 的推力，对于单根无人机机臂受力为 158.49 N，并且机翼固定在中心碳纤维板上，中心碳纤维板将受到较大的力矩，容易产生形变，对于该现象对于无人机的简化框架结构进行静力学分析如图 13。由于单根无人机机臂所承受的力主要为旋翼产生的拉力，进行静力学分析时将在无人机六根机臂边缘分别施加 158.59 N 的升力，并且在中心板处添加一个固定支撑，通过这样分析无人机在最大受力情况下，机身各个部位的受力情况，避免出现受力过大产生形变的情况。

对于无人机结构简化模型进行网格划分，划分方式为自动网格划分法，软件根据模型大小进行划分，网格数量为 1,390,042 个，单元节点为 1,397,754 个，平均网格质量(element quality)仅为 0.872，大于 0.7，满足划分要求。并且从 ANSYS 中获取材料的各项物理特性列在表 3 中。

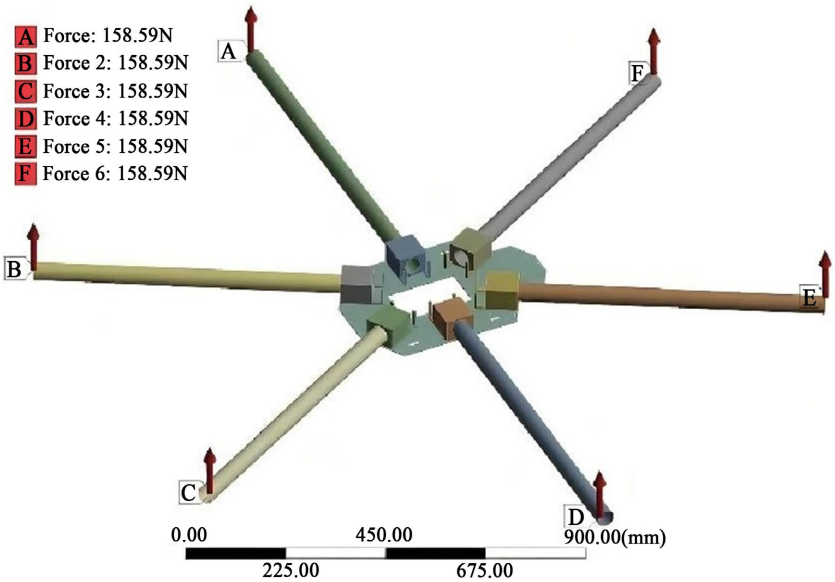


Figure 13. Mechanical analysis diagram
图 13. 力学分析简图

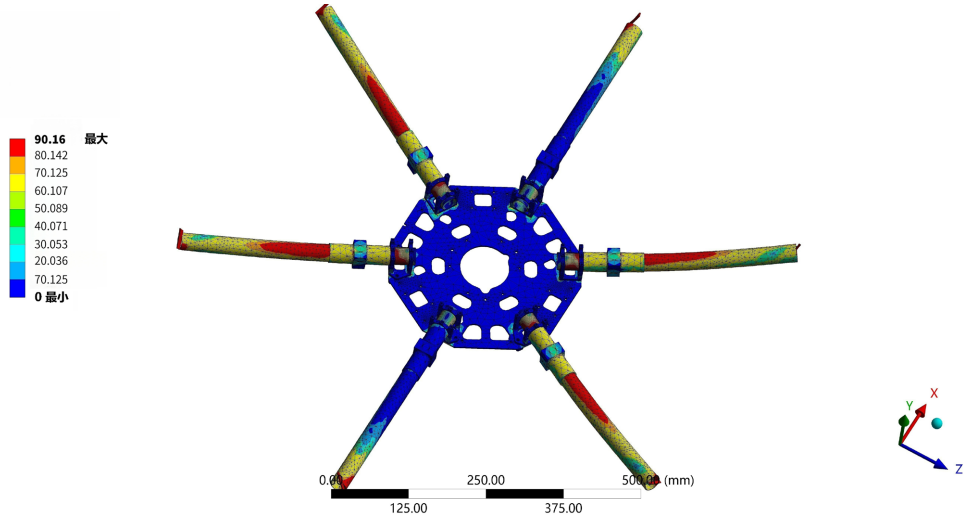
Table 3. Physical characteristics of each material (data source: ANSYS software internal data)
表 3. 各个材料的物理特性(数据来源：ANSYS 软件内部数据)

材料	密度 kg/m^3	泊松比	抗拉强度 MPa
45	7890	0.269	355
6061-T6	2700	0.330	265
Carbon fiber	1790	0.300	4870

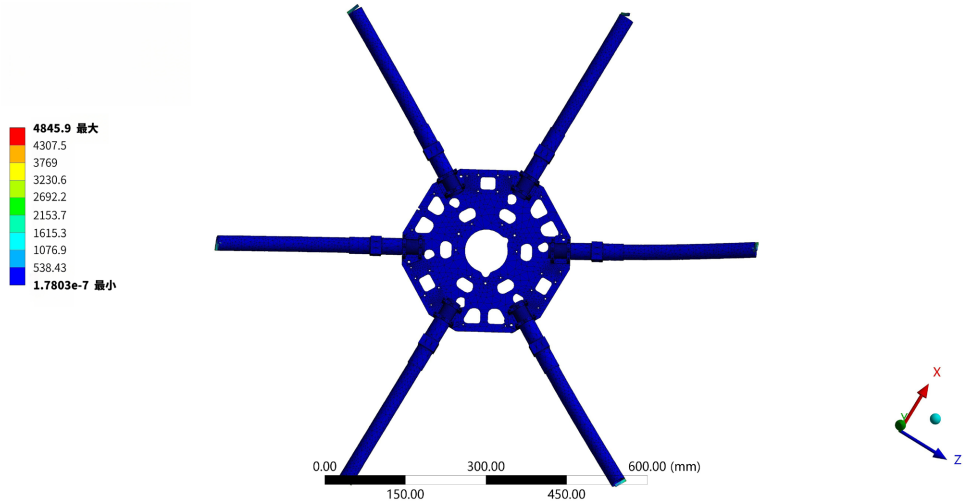
开始对于该简化模型进行仿真，模拟的是无人机在起飞状态下，每根机臂受到最大的向上提升的拉力时，整个机体的应力受力以及各个组件的形变情况。主要观察在每个无人机机臂顶端增加 158.49 N 的静力时，再将中心碳纤维板固定后，无人机机臂与中心碳板的形变量。由图 14(a)的无人机机臂形变量分析可以观察到，无人机机臂的最大形变量为 90.16 mm，但从图 14(b)的无人机机臂受力分析上显示出无人机机臂的受力量较小，不超过 500 MPa，虽然受到的应力没有超过材料的极限，但是由于机臂的长度较长，导致机臂末端的形变量过大，对于长期使用的可维护性方面带来挑战，因此需要对其进行设计修改。此外，由图 14(c)的中心碳纤维板形变情况分析可以观察到，边缘的部分碳板区域形变量已经达到 16.251 mm，并且在图 14(d)的中心碳纤维板受力分析可以发现，受到的应力已达到 4845.9 MPa，对比表 3 中材料数据可知，其接近于碳纤维材料的极限拉伸强度 4870 MPa。在长时间使用中，容易出现较大的形变，并且容易出现撕裂的风险，同样需要进行优化设计，保证长期使用的稳定性。

对于上述受力分析结果，需要对于机身结构进行优化设计。主要需要优化中心碳纤维板的形变量以及受力情况，在内部增加新的加强筋。对于加强筋材料使用铝合金 6061，保证在中心碳纤维板受力脆弱的部分安装加强筋，并且增加上层碳纤维板设计，通过上下两层中心碳纤维板，设计优化后结构如图 15，将机臂夹在两块碳纤维板中间，避免出现形变量超过材料极限的情况。对于中心碳纤维板增加厚度，从 2 mm 更改为 3 mm，增加整个中心结构的受力强度，并且能够提升中心碳纤维板的抗拉强度，在受到同样的力时能够减轻碳纤维板的弯曲程度。无人机机臂的固定件使用为 6061 合金制造的 CNC 设计，在两

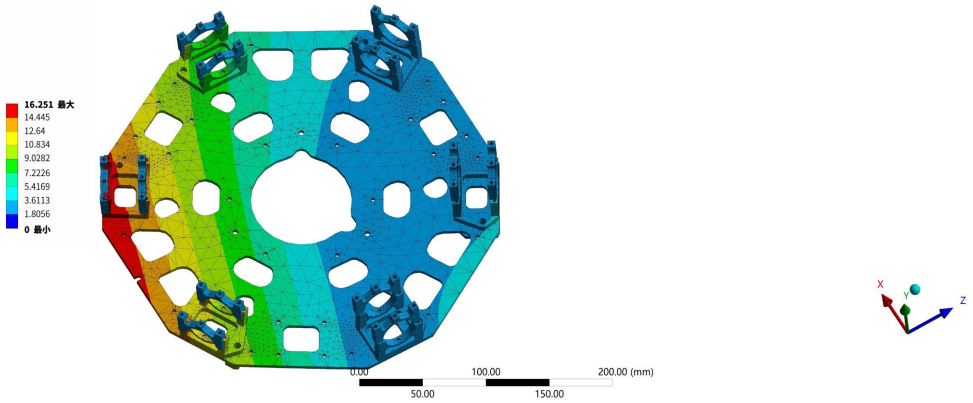
层上下中心碳纤维板设计下，同样能够提供支撑，在图 16 观察到内部也有电池支架，同样能够提供支撑能力，均衡中心碳纤维板的受力情况，减少形变。



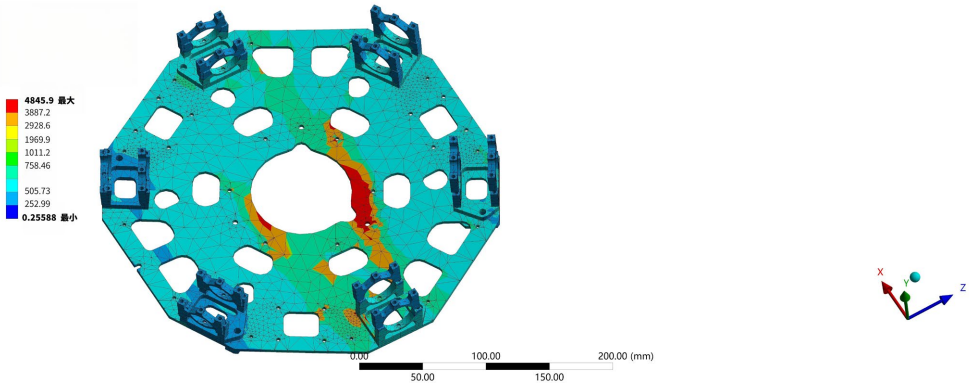
(a) 机臂形变量



(b) 机臂受力情况



(c) 中心碳板形变情况



(d) 中心碳板受力情况

Figure 14. Effect diagram of FEA analysis
图 14. 有限元分析效果图

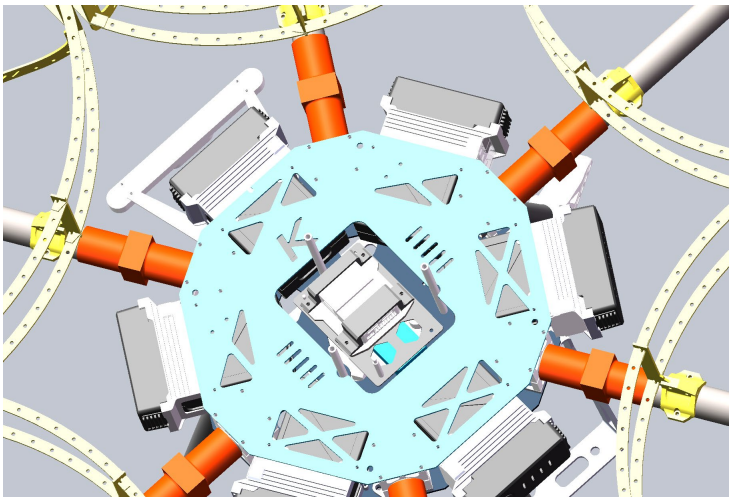


Figure 15. Center carbon plate design
图 15. 中心碳板设计

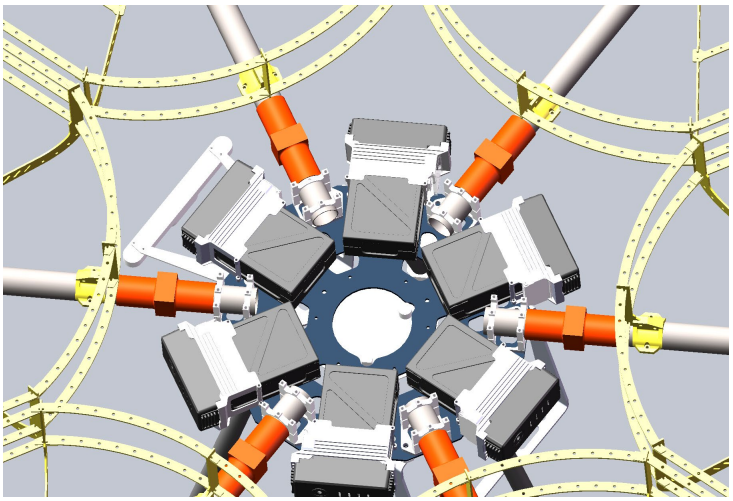
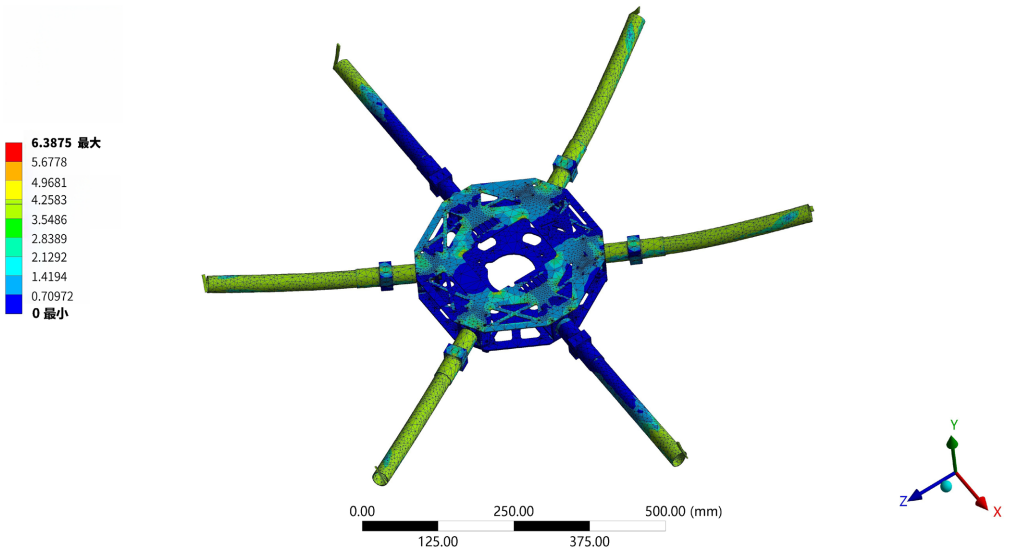
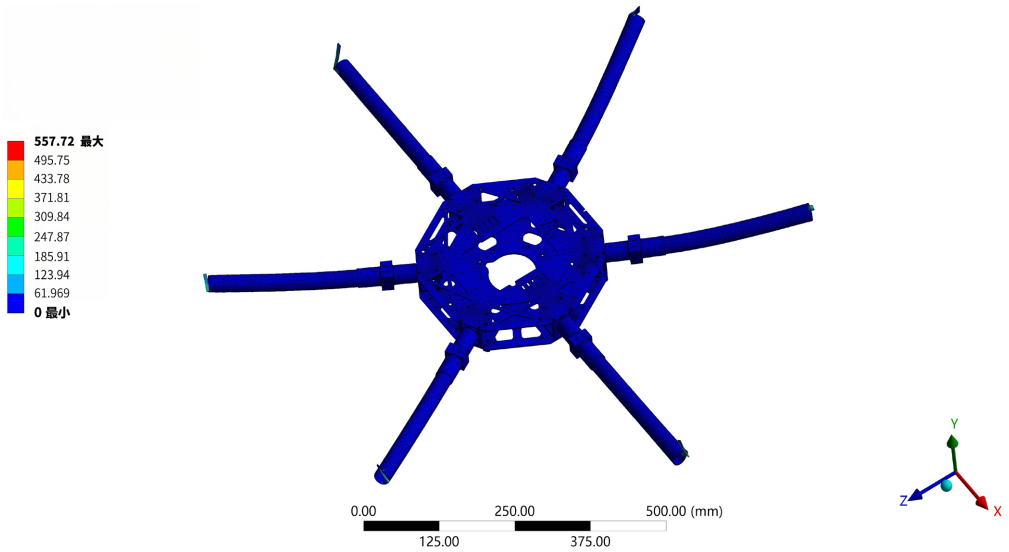


Figure 16. Internal structure design
图 16. 内部结构设计

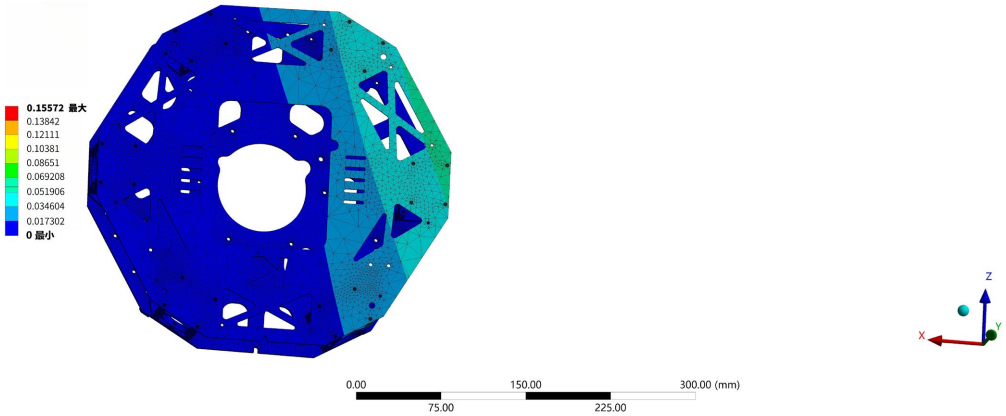
更改设计后，重新更改的无人机结构模型进行重新仿真，观察仿真后的无人机机臂与中心碳纤维板的受力情况。对优化后的模型进行网格划分时同样采用自动网格划分法，网格节点数达到 3,189,546 个，单元节点数为 1,589,512 个，平均网格质量是 0.912 大于最低要求 0.7，满足网格划分条件，与前面的模拟相同，在无人机六根机臂施加 158.49 N 的拉力，有限元分析效果图如下图 17。首先观察优化后无人机机臂的形变量情况，从图 17(a)机臂形变量可以发现，最大形变量为 6.3875 mm，通过对比第一次的模拟中的形变量，已大幅度的减小，说明优化设计的有效性；从图 17(b)中可以观察到，受到的最大拉力情况下也较低，仅为 557.72 MPa。其次，由图 17(c)的中心碳纤维板形变量分析可以得到，形变量仅为 0.15572 mm，同样对比第一次的仿真结果有了大幅度的减小；而在图 17(d)中可以看出，受到的最大的拉力情况仅为 368.4 MPa，因此，本设计着重优化的数据均有了明显的下降。通过这一次的优化，各个零件的受力将各个零部件在满载状态下的受力情况远小于材料的物理极限，并且形变量较小，能够有效保证整体结构的刚性，在满载状态下长期使用也不会出现金属疲劳等情况。



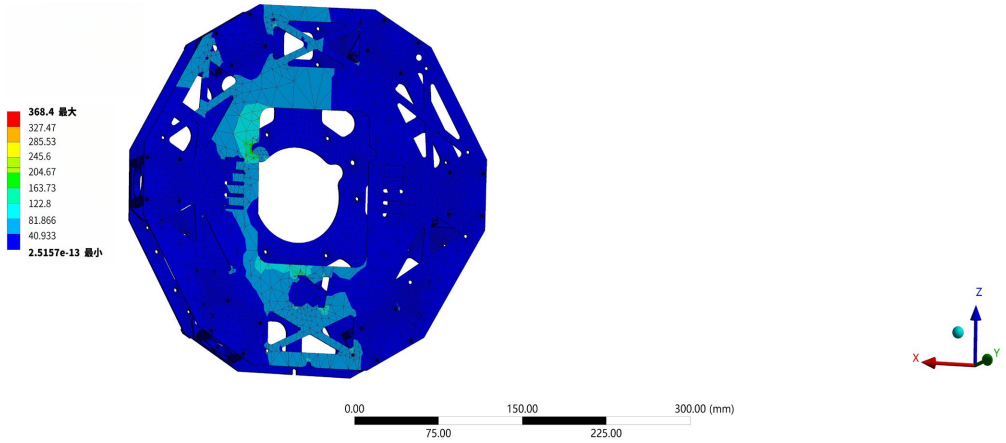
(a) 机臂形变量



(b) 机臂受力情况



(c) 中心碳板形变情况



(d) 中心碳板受力情况

Figure 17. Effect diagram of the optimized finite element analysis
图 17. 优化后有限元分析效果图

5. 结论

本设计以对于六旋翼无人机的结构进行设计并且加入多功能挂载结构，并仿真计算载荷强度，这种创新的多功能设计能够满足多重工作的需求。近几年随着无人机越来越普及，所能完成的工作越来越多，能够拥有更多的使用场景。而六旋翼无人机的优点是大载重，高稳定性，而一个优秀的无人机平台通过更改挂载组件能够符合多种使用环境。所以本文以多用途为出发点，设计出一种六旋翼多用途的无人机结构。本文从无人机的动力单元开始选择，主要参考市面上主流的无刷电机，并配合该电机选择相适应的电机控制器与高性能折叠旋翼，在这三者的搭配下单机臂能提供 159 N 的拉力。最后经过载重量的计算选择 TB48S 电池作为无人机的储能装置，并且采用六块并联的设计，能够根据需要的作业时间，选择安装的电池数量，可以有效地适配无人机的载重与滞空时间，根据自己的需求进行灵活组合。最后通过 ANSYS 软件对无人机的挂载结构、无人机机臂、无人机中心碳纤维板进行有限元仿真，通过分析结果，并通过结果完善无人机的结构强度。

参考文献

[1] 张寒冰. 基于对抗网络的六旋翼无人机串级线性自抗扰控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(9): 170-176.

[2] 顾玥, 宋光明, 郝爽. 一种用于接触作业的全驱动旋翼飞行机械臂设计与实现[J]. 机器人, 2023, 45(5): 523-531, 545.

[3] 罗伟, 王艳华, 强国栋. 基于 STM32 的 X 型六旋翼飞行器的设计[J]. 电工技术, 2023(2): 4-7.

[4] Dong, S., Gui, Q., Zhu, L., Zou, X., Zhou, W., Hou, R., *et al*. (2023) CFD-Based Pesticide Selection for a Nozzle Used in a Six-Rotor UAV in Hover Mode for Tea Spraying. *Pest Management Science*, **79**, 1963-1976. https://doi.org/10.1002/ps.7371

[5] 杨川, 牟琪琦, 陈柯蓉. 基于单片机 HT32F52352 的六旋翼机器人设计[J]. 技术与市场, 2022, 29(12): 118-120.

[6] Sun, C., Agha, S.A., Mohamed, Z. and Shaheed, M.H. (2022) Optimised Sliding Mode Control of a Hexacopter: Simulation and Experiments. *Electronics*, **11**, Article 2519. https://doi.org/10.3390/electronics11162519

[7] 李永超. 六旋翼农用无人机的集成设计及其气动特性分析[D]: [硕士学位论文]. 青岛: 青岛农业大学, 2022.

[8] 陈益民. 全驱动倾转六旋翼无人机的设计与控制方法研究[D]: [硕士学位论文]. 北京: 中国矿业大学, 2023.

[9] 任帅阳, 高爱民, 张勇. 六旋翼植保无人机飞行框架的结构设计与试验[J]. 安徽农业大学学报, 2022, 49(1): 137-143.

[10] 周祖鹏, 睢志成, 莫小章. 带机械臂的旋翼无人飞行系统实验平台设计与实现[J]. 现代电子技术, 2022, 45(6): 119-124.

[11] 黄俊源, 陆成确, 黄运鹏. 柑桔园六旋翼油动无人机喷雾作业效果[J]. 中国南方果树, 2021, 50(6): 32-36.

[12] 申旺, 邹树梁, 邓骞. 六旋翼动力学建模及 PID 定点悬停控制仿真[J]. 机械研究与应用, 2020, 33(5): 27-30, 34.

[13] 滕建鑫, 张天怡, 李欣. 小型多旋翼无人机振动特性分析及改进[J]. 环境技术, 2024, 42(2): 138-145, 167.

[14] 孙本良, 曹东, 薛鹏翔. 自转旋翼无人机的起飞控制研究[J]. 机械制造与自动化, 2024, 53(1): 266-270.