

多旋翼无人机减振分析与实验*

马维力¹, 和英鹏¹, 崔辉如², 李道奎³, 申柳雷⁴

(1. 长安大学理学院, 陕西西安 710064; 2. 陆军工程大学国防工程学院, 江苏南京 210007;
3. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073; 4. 国防科技大学军事基础教育学院, 湖南长沙 410072)

摘要:针对多旋翼无人机机身系统振动过大导致飞行状态不稳的问题,基于有限元仿真技术与实验方法,进行了减振分析。通过频率分析,确定系统振动过大的原因为固有频率与激励频率耦合导致的共振现象,且共振频点的模态振型包含一阶挥舞、一阶摆振和二阶摆振振型。提出了优化机身壳体截面形状的设计方案,在不增加额外质量的情况下,将一阶挥舞、一阶摆振和二阶摆振振型对应的频点分别提高37.23%、22.47%和18.43%,有效规避了机身共振现象。仿真实验证明,提出的有限元仿真与实验结合的减振分析思路及优化设计方法,可为旋翼无人机减振设计提供参考依据。

关键词:旋翼无人机;有限元;模态实验;优化设计

中图分类号:O343 文献标志码:A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号:1001-2486(2022)04-134-07



听语音
与作者互动
聊科研

Vibration reduction analysis and experiment of multi-rotor drone

MA Weili¹, HE Yingpeng¹, CUI Huiru², LI Daokui³, SHEN Liulei⁴

(1. School of Science, Chang'an University, Xi'an 710064, China; 2. College of Defense Engineering, Army Engineering University, Nanjing 210007, China; 3. College of Aerospace and Science, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
4. College of Military Basic Education, National University of Defense Technology, Changsha 410072, China)

Abstract: Aiming at the problem of excessive vibration of the multi-rotor drone, which causes instability of flight state, the vibration reduction analysis work was carried out based on finite element simulation technology and experimental methods. Through frequency analysis, the reason of excessive vibration was determined to be resonance caused by coupling of natural frequency and excitation frequency, and the mode shape corresponding to the resonance frequencies were the first-order waving, the first-order swing and the second-order swing mode shapes. An optimization design method for optimizing the cross-sectional shape of the drone was proposed. Without adding extra weight, the corresponding frequency points of the first-order waving mode, the first-order swing mode, and the second-order swing mode have been increased by 37.23%, 22.47% and 18.43%, respectively. Simulation experiments prove that the proposed vibration reduction analysis and optimization design method can provide references for design work of drones.

Keywords: multi-rotor drone; finite element; modal experiment; optimal design

旋翼无人机具备体积小、机动能力强、易于携带以及成本低廉等独特优势,在军事和民用领域具备极为广阔的应用前景^[1-3]。军用方面,世界各国纷纷布局基于旋翼无人机的协同作战无人机蜂群系统,例如美国国防部高级研究计划局(defense advanced research projects agency, DARPA)的进攻性蜂群使能战术(offensive swarm-enabled tactics, OFFSET)近年来取得突破性进展^[4-5]。民用方面,根据《关于促进和规范民用无人机制造业发展的指导意见》,民用无人机市场规模在2025年将达到1800亿元。现阶段,旋

翼无人机呈现小型化、智能化和数字化的发展趋势。现实需求对无人机综合性能提出更高要求,机身振动对无人机性能的影响日益突出^[6-8]。当前关于旋翼无人机的研究主要集中在导航与控制方面,机身振动与优化设计的工作有限。

旋翼无人机机身振动过大,会产生诸多严重问题,包括影响惯性测量单元的测量精度,导致飞行状态不稳,影响有效载荷工作状态,容易造成结构疲劳损伤和多余的能量耗散,导致航时降低等^[9]。因此,有必要将无人机减振分析与优化设计工作融入已有研发体系,形成标准化工作流程,

* 收稿日期:2022-01-06

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11902350)

作者简介:马维力(1992—),男,陕西宝鸡人,讲师,博士,E-mail: mawilling@163.com

指导相关工作开展。

得益于微电子(micro-electro-mechanical system, MEMS)技术发展,旋翼无人机行业近年来得以快速发展。国内外关于旋翼无人机振动控制技术研究也于近几年逐渐开展。国内方面,王伟等^[10]针对小型多旋翼无人机的机体设计,提出了标准化设计方法;段鹏飞等^[11]基于被动隔振理论,提出了某型号无人机光电吊舱的隔振方案,通过振动实验,验证了所提方案的有效性,其研究成果为旋翼无人机有效载荷的隔振系统设计提供依据;刘峰等^[12-14]基于有限元方法,开展了碳纤维无人机和重载多旋翼无人机的强度分析、稳定性分析和优化设计工作,同时开展了复合材料铺层的优化设计工作;裴彦华等^[15]基于谐响应仿真分析,通过研究振动传递路径,确定了某型号无人机不同传递路径对机载传感器振动的贡献量;基于计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)仿真分析技术,叶建川等^[16-17]研究了气动力对四旋翼无人机模态的影响,结果表明由于气动力对桨叶外形产生影响,无人机前飞状态和悬停状态的模态存在显著区别。国外方面, Semke 等^[18]对当前军用市场多架小型无人机(包括旋翼和固定翼)的振动环境进行了综述,重点关注通过实验采集机身振动数据,评估其对有效载荷和图像数据采集的影响;针对无人机机身振动导致图像模糊这一常见问题, Swetich 与 Semke^[19]通过开发程序插件,在特定时间段控制动力单元的启停,实现图像数据采集系统性能最大化应用; Misiorowski 等^[20]基于 Navier-Stokes 分离涡模型,研究了四旋翼无人机在摆振飞行条件下的性能; Hwang 等^[21]采用三维非结构网格流动求解器,利用数值计算方法,研究了多旋翼无人机气动性能及其旋翼与机身之间的气动相互作用; Kolaei 等^[22]通过风洞试验,不同入流角度下对动力单元进行风洞测量,完成了一种小型无人机旋翼性能特性的实验和理论分析; Ranjan 等^[23]将无线电遥控微型直升机改装成具备图像数据采集功能的自主微型无人直升机,并从隔振的角度对机体不同位置的振动进行了测量和分析。通过捕捉直升机的基线振动剖面,验证了被动隔振器在无人直升机光电有效载荷减振方面的有效性。

关于无人机机身振动的问题,现阶段的研究多采用仿真分析与实验相结合的方法,通过优化主动隔振和被动减振的方法,实现减少机身或有效载荷振动的目的。本文重点关注机身结构分析与优化设计在无人机减振方面的应用。针对某型

号无人机机身振动过大导致飞行状态不稳的问题,系统开展基于 CAE 仿真技术与实验方法的机身振动控制分析研究。确定了共振频点及其对应振型,针对性开展优化设计,通过优化机身壳体截面形状,在不增加质量的前提下,显著提高无人机系统的固有频率,有效规避了共振现象。

1 理论模型

1.1 无人机模型

本文所研究的四旋翼无人机布局方式如图 1 所示,除无人机机身壳体外,主要部件包括起落架、电机、电池、云台、电路板等。

四旋翼无人机包括四个动力单元,每个动力单元包含一个电机和一个桨叶,提供升力的同时承受阻力、侧向力和扭矩。悬停时,电机转速约为 6 000 r/min。

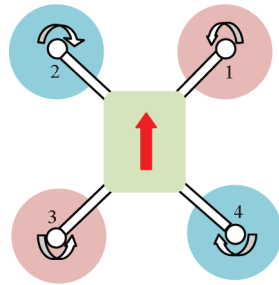


图 1 无人机布局方式

Fig. 1 Layout of the multi-rotor drone

1.2 模态分析与共振理论

考虑阻尼的无人机系统自由振动的平衡方程为:

$$\mathbf{M}\ddot{\delta} + \mathbf{C}\dot{\delta} + \mathbf{K}\delta = \mathbf{0} \quad (1)$$

其中: \mathbf{M} 为质量矩阵; \mathbf{C} 为阻尼矩阵; \mathbf{K} 为刚度矩阵; δ 为位移。

当不考虑阻尼结构时,式(1)的解为:

$$\delta = \psi \sin(\omega t + \theta) \quad (2)$$

其中: ψ 为特征向量大小; ω 为固有频率; t 为时间; θ 为相位角。

通过数学方法,求解式(2),可得

$$\omega = \sqrt{\frac{\mathbf{K}}{\mathbf{M}}} \quad (3)$$

求解式(3)得 n 个固有频率的值。一般而言,与高阶固有频率相比,低阶固有频率更易被外界激励激发。因此工程分析中,通常只需考虑低阶固有频率的共振问题。

图 2 为旋翼无人机发生共振的机理。旋翼无人机依靠电机带动桨叶产生升力,同时会产生周

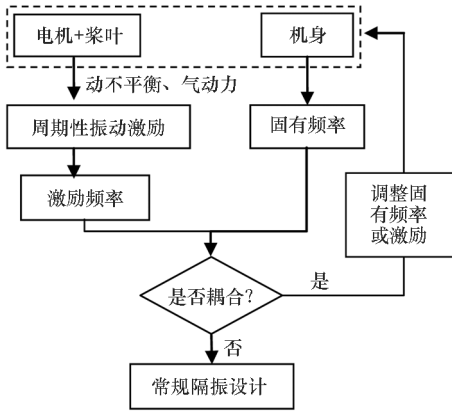


图 2 旋翼无人机共振机理

Fig. 2 Resonance mechanism of rotor UAV

周期性气动力和动不平衡产生的周期性振动激励,成为无人机主要振动激励源。其激励频率为:

$$f = \frac{nz}{60}i, i = 1, 2, \dots \quad (4)$$

其中, n 为动力单元转速, z 为桨叶数量。若激励频率与机身固有频率的值相差较大,则不会发生共振,只需进行常规隔振设计即可(包括主动减振、被动隔振和带阻尼滤波等)。但是,若振动激励频率与机身固有频率接近甚至相等,则会发生共振现象,严重影响飞行安全。此时需要调整激励频率或者机身固有频率,实现错频设计,避免共振。

当系统同时具备两个因素时,会引发结构共振:一是激励频率与结构固有频率接近;二是激振力可以克服结构阻尼,增大结构振动的振幅,甚至破坏结构。周期性激励可以写成正弦形式,即:

$$F = \sin(\bar{\omega}t) \quad (5)$$

其中, F 为周期性激励载荷, $\bar{\omega}$ 为外力角频率。当 $\bar{\omega} = \omega$, 即激励频率等于固有频率时,式(5)的唯一解为^[24]:

$$x(t) = x_0 \cos\omega t + \frac{v}{\omega} \sin\omega t + \frac{\sin\omega t}{2\omega^2} - \frac{t}{\omega} \cos\omega t \quad (6)$$

由于式(6)最后一项的值随着时间增大不断增大,当达到临界点时,足以导致结构破坏。因此,结构共振的危害是巨大的,必须避免结构发生共振。一般情况下,激励频率与电机、桨叶型号和飞控策略有关,调整幅度有限,难以实现有效错频设计。因此,在研发设计定型阶段前调整机身固有频率,实现错频设计,是无人机研发流程中的重要环节。

2 CAE 建模与数值计算

2.1 网格划分

基于 MSC. Patran 商业有限元软件,对多旋翼无人机几何模型进行网格化处理。对于壳体结构

采用四边形壳单元建模,电路板采用六面体实体单元建模,电机、电池、云台等结构采用集中质量点单元建模,利用多点约束单元 (multi-point constrain, MPC) 单元模拟集中质量约束关系。所建有限元模型如图 3 所示。

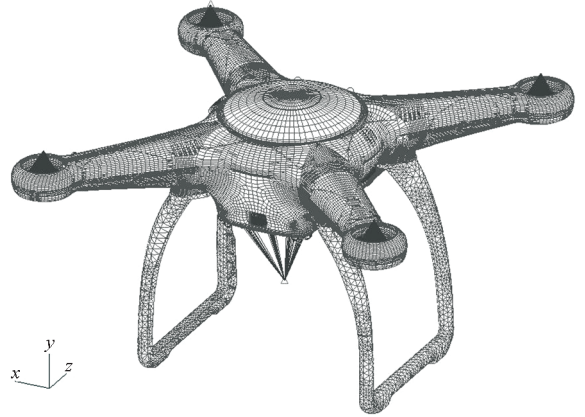
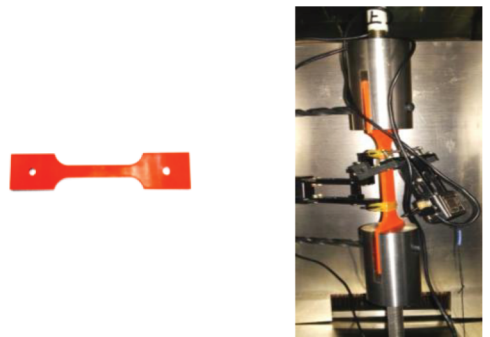


图 3 无人机有限元模型

Fig. 3 Finite element model of multi-rotor UAV

2.2 材料性能拉伸实验

为确保有限元仿真数值计算精度,通过材料拉伸实验获得无人机主壳体结构的材料属性,试样及实验装置如图 4 所示。



(a) 哑铃型实验件

(b) 拉伸实验装置

(a) Dumbbell type test piece

(b) Tensile test device

图 4 材料拉伸哑铃型试样及实验装置

Fig. 4 Samples and experimental devices

安排五组对照实验,实验结果如表 1 所示。其中, E 、 ν 和 σ_b 分别为材料弹性模量、泊松比和拉伸强度。

表 1 材料拉伸实验结果

Tab. 1 Tensile test results of materials

| 编号 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 均值 |
|-----------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| E/MPa | 2 052 | 1 951 | 1 983 | 1 962 | 1 981 | 1 985 |
| ν | 0.472 | 0.478 | 0.491 | 0.464 | 0.476 | 0.476 |
| σ_b/MPa | 51 | 54 | 52 | 53 | 55 | 53 |

2.3 模态分析

采用 MSC. Nastran 对图 3 所示无人机模型进行模态分析,得到无人机结构的前五阶整体振型对应的固有频率,如表 2 所示,仿真结果的前五阶频点对应振型如图 5 所示。

表 2 无人机前五阶整体振型对应仿真固有频率
Tab. 2 The first five-orders natural frequencies

| 阶数 | 频率/Hz | 振型说明 |
|----|-------|--------|
| 1 | 96.7 | 整体一阶挥舞 |
| 2 | 99.7 | 整体一阶摆振 |
| 3 | 105.8 | 整体二阶摆振 |
| 4 | 112.5 | 整体三阶摆振 |
| 5 | 126.8 | 整体二阶挥舞 |

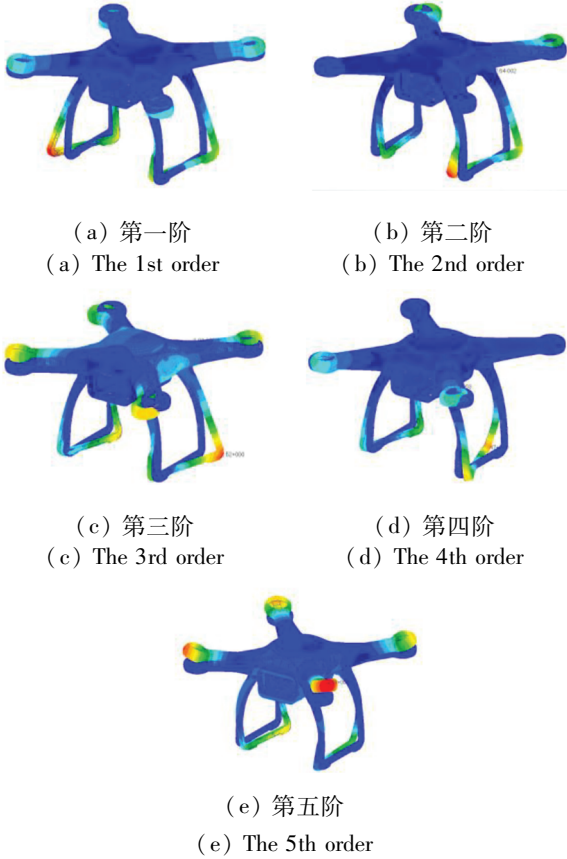


图 5 无人机前五阶整体振型仿真结果

Fig. 5 Simulation results of the first five-orders mode shape

3 模态实验

模态实验中,采用 HBM MGCplus 动态数据采集系统和 SDI(silicon designs inc)单向加速度传感器(10 个)。利用四根柔性绳悬挂的方式模拟无人机结构飞行时自由的边界条件,如图 6 所示。激励方式采用锤击激励方式,利用加速

度传感器测试记录各个测点在冲击荷载作用下动力响应,加速度传感器主要布置在四个悬臂上。联合所有测点加速度响应,采用随机子空间方法分析得到结构振型及对应的频率。无人机前五阶整体振型对应的实验固有频率如表 3 所示。

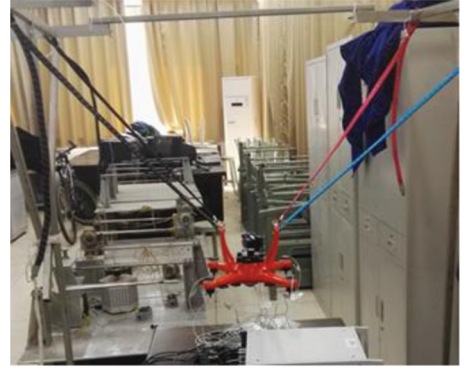


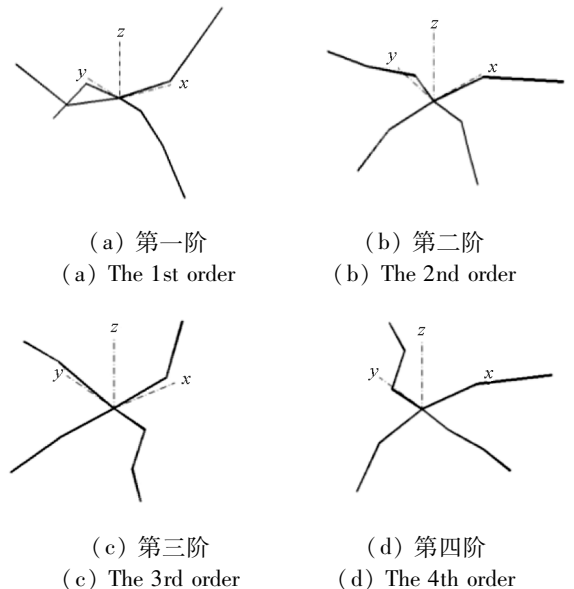
图 6 模态实验方案

Fig. 6 Devices of the modal test

表 3 无人机前五阶整体振型对应的实验固有频率
Tab. 3 Experimental results of the first five-orders natural frequencies

| 阶数 | 频率/Hz | 振型说明 | 误差/% |
|----|-------|--------|------|
| 1 | 97.7 | 整体一阶挥舞 | 1.03 |
| 2 | 101.8 | 整体一阶摆振 | 2.11 |
| 3 | 108.3 | 整体二阶摆振 | 2.36 |
| 4 | 116.1 | 整体三阶摆振 | 3.20 |
| 5 | 120.0 | 整体二阶挥舞 | 5.40 |

实验结果的前五阶频点对应振型如图 7 所示。



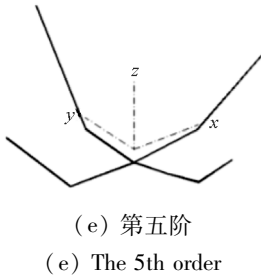


图 7 无人机前五阶整体振型实验结果
Fig. 7 Experimental results of the first five-orders mode shape

4 结果讨论

4.1 频率结果分析

对比表 2 和表 3 中的数据,结合图 5 和图 7 中的模态振型,可以发现有限元仿真结果与模态实验结果相比,频点大小吻合,模态振型一致,验证了有限元仿真结果的正确性。

已知悬停状态下电机转速为 6 000 r/min,有限元仿真和模态实验结果表明,前三阶固有频率的值均在 100 Hz 左右。可知,固有频率与激励频率存在耦合现象,在悬停状态时极易产生共振现象。可以通过调整激励频率或固有频率两种方式,规避共振现象。

4.2 壳体厚度对固有频率的影响

本节通过结构优化设计提高固有频率,达到规避共振现象的目的。机身壳体为无人机结构主体部分,通过改变机身壳体厚度或壳体形状,可以调整其结构刚度,有望达到改变固有频率的目的。

由前文可知,前三阶固有频率与激励频率严重耦合,第四阶及更高阶固有频率逐渐远离激励频率。因此,文章后续讨论部分,仅关心无人机系统的前三阶固有频率。

增加厚度可以增大壳体截面面积,继而提高壳体结构抗弯刚度,有利于针对性地提高机身整体摆振和挥舞模态对应的固有频率。但需要指出的是,壳体质量占机身总体质量的 8.7%,当壳体厚度增加时,机身质量也随之增加。分别将机身壳体厚度增加为原厚度的 1.2 倍、1.5 倍和 2 倍,对改变厚度后的模型进行模态分析,评估机身壳体厚度对无人机固有频率的影响。前三阶整体振型对应的固有频率如表 4 所示。取 1.2 倍原厚度时,壳体截面面积增加 20%,无人机总质量增加 1.7%,前三阶整体振型对应固有频率增加范围介于 4.44% ~ 4.86% 之间;取 1.5 倍原厚度时,壳体截面面积增加 50%,模型总质量增加 4.35%,

频率提高范围介于 9% ~ 11.06% 之间;取 2 倍原厚度时,壳体截面面积增加 100%,整体质量增加 8.7%,频率提高范围介于 12.41% ~ 16.73% 之间。可以发现,增加机身壳体厚度可以提高无人机固有频率,但同时会显著增加无人机结构质量,减少航时。

4.3 机身壳体形状对固有频率的影响

观察前三阶固有频率对应的振型,分别为整体一阶挥舞、整体一阶摆振和整体二阶摆振振型,且主要为机身壳体的挥舞和摆振。因此推断,对机身壳体的横向和竖向截面形状进行优化设计,有望显著调整机身壳体结构刚度,达到调整无人机系统固有频率的目的。其中,横向截面形状由原来的“w”型优化为“抛物线”型,如图 8 所示。竖向截面形状由原来的“圆弧 + 直线”优化为“圆弧 + 切线”形式,如图 9 所示。横向和竖向截面形状优化设计后,截面面积仅分别增加 0.1% 和 0.2%,因此,结构质量也仅分别增加 0.1% 和 0.2%。

表 4 不同壳体厚度对应的固有频率

Tab. 4 Natural frequencies of different shell thicknesses

| 厚度倍数 | | 一阶/Hz | 二阶/Hz | 三阶/Hz |
|------|------|-------|-------|-------|
| 1 | | 96.7 | 99.7 | 105.8 |
| 1.2 | 频率 | 101.4 | 104.2 | 110.5 |
| | 增幅/% | 4.86 | 4.51 | 4.44 |
| 1.5 | 频率 | 105.4 | 109.6 | 117.5 |
| | 增幅/% | 9.00 | 9.93 | 11.06 |
| 2 | 频率 | 108.7 | 113.8 | 123.5 |
| | 增幅/% | 12.41 | 14.14 | 16.73 |

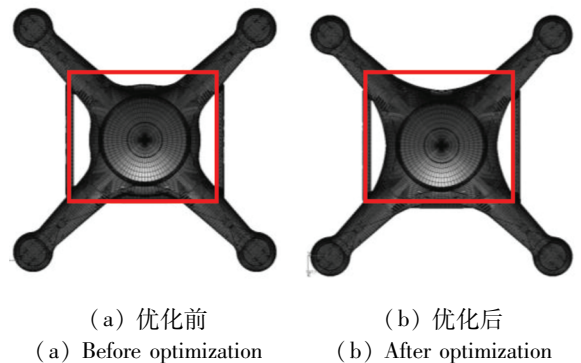


图 8 结构横向优化设计

Fig. 8 Horizontal optimization design

同时改变横向和竖向结构截面形状时,前三阶整体振型对应的固有频率如表 5 所示。可以发现,同时优化机身壳体的横向和竖向截面形状后,

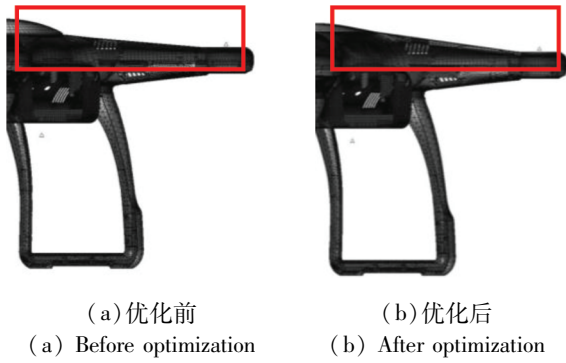


图9 结构竖向优化设计

Fig.9 Vertical optimization design

无人机系统的前三阶固有频率增幅介于18.43%~37.23%之间。显然,通过优化机身壳体的截面形状,可以显著提高无人机系统频点,且极小增加系统质量。

表5 同时优化横向和竖向结构形式后的固有频率
Tab.5 Natural frequencies of the optimized structure

| 结构形式 | 一阶/Hz | 二阶/Hz | 三阶/Hz |
|------|-------|-------|-------|
| 优化前 | 96.7 | 99.7 | 105.8 |
| 优化后 | 132.7 | 122.1 | 125.3 |
| 增幅/% | 37.23 | 22.47 | 18.43 |

5 结论

针对某型号旋翼无人机机身系统振动过大导致飞行状态不稳的问题,基于有限元仿真技术与实验方法,开展了振动控制分析研究。确定振动过大的原因为固有频率与激励频率耦合导致的共振现象,确定共振频点的模态振型为一阶挥舞、一阶摆振和二阶摆振振型。通过改变机身壳体厚度,可以提高无人机系统固有频率,但提升幅度有限,并且还会增加结构质量。优化机身壳体的横向和竖向截面形状,可以显著提高无人机系统频点,且极小增加额外质量。

参考文献 (References)

[1] NONAMI K, KENDOU L F, SUZUKI S, et al. Autonomous flying robots: unmanned aerial vehicles and micro aerial vehicles[M]. Tokyo: Springer, 2010.

[2] VALAVANIS K P, VACHTSEVANOS G J. Handbook of unmanned aerial vehicles [M]. Dordrecht: Springer Netherlands, 2015.

[3] AMEZQUITA-BROOKS L, LICEAGA-CASTRO E, GONZALEZ-SANCHEZ M, et al. Towards a standard design model for quad-rotors: a review of current models, their accuracy and a novel simplified model [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 95: 1-23.

[4] 王彤,李磊,蒋琪.“进攻性蜂群使能战术”项目推进无人蜂群能力发展分析[J]. 战术导弹技术, 2020(1): 33-38, 56.
WANG T, LI L, JIANG Q. Offensive swarm-enabled tactics program promotes the development of unmanned swarm capability[J]. Tactical Missile Technology, 2020(1): 33-38, 56. (in Chinese)

[5] 吕震华,高亢. 美国无人集群城市作战应用发展综述[J]. 中国电子科学研究院学报, 2020, 15(8): 738-745.
LV Z H, GAO K. Review of the development of drone swarm urban combat applications in the USA [J]. Journal of China Academy of Electronics and Information Technology, 2020, 15(8): 738-745. (in Chinese)

[6] ZENG Y, ZHANG R, LIM T J. Wireless communications with unmanned aerial vehicles: opportunities and challenges[J]. IEEE Communications Magazine, 2016, 54(5): 36-42.

[7] MAHONY R, KUMAR V, CORKE P. Multi-rotor aerial vehicles: modeling, estimation, and control of quadrotor[J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2012, 19(3): 20-32.

[8] MICHAEL N, MELLINGER D, LINDSEY Q, et al. The GRASP multiple micro-UAV testbed [J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2010, 17(3): 56-65.

[9] 何漠. 小型旋翼类无人机飞行控制系统设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
HE M. Flight control system design for miniature rotorcraft UAV [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)

[10] 王伟,马浩,徐金琦,等. 多旋翼无人机标准化机体设计方法研究[J]. 机械设计与制造, 2014(5): 147-150.
WANG W, MA H, XU J Q, et al. Research on standardized design method of airframe for multi-rotor UAV [J]. Machinery Design & Manufacture, 2014(5): 147-150. (in Chinese)

[11] 段鹏飞,范斌,项卫国. 某无人机电平台隔振设计及试验分析[J]. 航天返回与遥感, 2012, 33(5): 39-46.
DUAN P F, FAN B, XIANG W G. Vibration isolation design and test analysis of opti-electronic platform for a UAV [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2012, 33(5): 39-46. (in Chinese)

[12] 刘峰,高鸿渐,喻辉,等. 基于有限元的四旋翼无人机碳纤维结构优化设计与固有模态分析[J]. 玻璃钢/复合材料, 2017(4): 17-23.
LIU F, GAO H J, YU H, et al. The optimization design of quadrotor UAV carbon fiber structure and natural vibration analysis based on finite element method [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2017(4): 17-23. (in Chinese)

[13] 刘峰,马佳,张春,等. 某无人机复合材料主翼盒准等强度设计与有限元分析[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(4): 16-21.
LIU F, MA J, ZHANG C, et al. Quasi-equal strength design and finite element analysis for composite main wing box of X UAV [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2015(4): 16-21. (in Chinese)

[14] 刘峰,喻辉,高鸿渐,等. 重载四旋翼无人机结构优化设计与强度计算[J]. 航空工程进展, 2018, 9(1): 99-106.
LIU F, YU H, GAO H J, et al. Design optimization and strength analysis of a heavy-duty quadrotor UAV [J].

- Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(1): 99 - 106. (in Chinese)
- [15] 裴彦华, 白越, 白晶. 多旋翼无人机振动传递路径分析[J]. 机械设计与制造, 2017(7): 198 - 200.
PEI Y H, BAI Y, BAI J. Vibration transfer path analysis of multi-rotor UAV [J]. Machinery Design & Manufacture, 2017(7): 198 - 200. (in Chinese)
- [16] 叶建川, 王江, 梁熠, 等. 四旋翼无人机前飞模态特性[J]. 兵工学报, 2021, 42(11): 2476 - 2490.
YE J C, WANG J, LIANG Y, et al. Characteristics of quadrotor UAV in forward flying mode [J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(11): 2476 - 2490. (in Chinese)
- [17] YE J C, WANG J, HE S M, et al. Rotor performance analysis and modeling of multi-rotor using wind-tunnel test[C]//Proceedings of International Conference on Unmanned Aircraft Systems, 2020: 1644 - 1649.
- [18] SEMKE W H, DUNLEVY M D. A review of the vibration environment on board small unmanned aircraft [C]//Proceedings of Sensors and Instrumentation, Aircraft/Aerospace and Energy Harvesting, 2019: 155 - 164.
- [19] SWETICH W J, SEMKE W H. Eliminating blur in small unmanned aircraft imaging systems [C]//Proceedings of Shock & Vibration, Aircraft/Aerospace, Energy Harvesting, Acoustics & Optics, 2017: 145 - 153.
- [20] MISIOROWSKI M, GANDHI F, OBERAI A A. Computational study on rotor interactional effects for a quadcopter in edgewise flight [J]. AIAA Journal, 2019, 57(12): 5309 - 5319.
- [21] HWANG J Y, JUNG M K, KWON O J. Numerical study of aerodynamic performance of a multi-rotor unmanned-aerial-vehicle configuration[J]. Journal of Aircraft, 2014, 52(3): 839 - 846.
- [22] KOLAEI A, BARCELOS D, BRAMESFELD G. Experimental analysis of a small-scale rotor at various inflow angles[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2018, 2018: 2560370.
- [23] RANJAN P, DEVENDRA M, KHAN S A, et al. Vibration measurement on mini helicopter for electro-optic payload integration[C]//Proceedings of International Conference on Nascent Technologies in Engineering, 2017: 1 - 7.
- [24] 庞乐, 王波, 祁汉昆. 火电厂大型轴流风机结构共振机理分析及治理研究[J]. 电站系统工程, 2022, 38(1): 29 - 32.
PANG L, WANG B, BING H K. Analysis and treatment of structural resonance mechanism of large axial flow fan in thermal power plant [J]. Power System Engineering, 2022, 38(1): 29 - 32. (in Chinese)