DOI:10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2024.01.026

仿生扑翼结构优化设计及动力学仿真分析

徐涛,丁长涛

(浙江工业职业技术学院 机电工程学院,浙江 绍兴 312099)

摘 要:针对目前飞行器结构复杂、效率低下及动作单一等问题,设计一种新型仿生扑翼飞行机构,仅通过单驱动装置即可实现机构扑翼的扑动、折叠、扭转等运动。依据生物尺度率设计扑翼机构的结构尺寸并对机构参数进行优化;通过 SolidWorks 构建仿生三维模型并基于 ANSYS Workbench 对扑翼机构进行有限元分析,得到扑翼齿轮组、曲柄、主翼杆等 主要部件的总形变、应力、等效应变及主、副翼动力学运动参数,为仿生样机研制提供理论支持。

关键词:飞行器;仿生扑翼;结构设计;动力学;有限元分析

中图分类号:TP391.9 文献标志码:A 文章编号:1671-5276(2024)01-0128-05

Optimization Design and Dynamic Simulation Analysis of Bionic Flapping Wing Aircraft

XU Tao, DING Changtao

(School of Mechanical and Electrical Engineering, Zhejiang Industry Polytechnic College, Shaoxing 312099, China) Abstract: In view of the complex structure, low efficiency and single action of present aircrafts, a new type of bionic flappingwing flight mechanism is designed, which can realize 3-DOF flapping, folding and torsion by single motor. According to the biological scale rate, the structure dimension of the flapping wing aircraft is designed, and its mechanism parameters are optimized. The bionic 3D model is constructed by SolidWorks and the finite element analysis of the flapping wing aircraft is analyzed based on ANSYS Workbench to gain the total deformation, stress, equivalent strain and dynamic motion parameters of flapping wing aircraft, which provides theoretical support for the optimization of the prototype.

Keywords: aircraft; bionic flapping wing; structural design; dynamics; finite element analysis

0 引言

目前,针对扑翼飞行器的研究主要是从扑翼 机构设计分析和翼型空气动力学分析^[1]两方面进 行的。张军峰等^[2]利用 ANSYS Workbench 参数 优化模块完成结构尺寸优化,验证了模拟仿真的 有效性。王建领等^[3]研制了一种新型仿鸟扑翼飞 行器并对翅翼建立了二维非定常空气动力学模 型,再基于 MATLAB 对其进行数值分析,最终得 到了仿鸟扑翼飞行器的各运动参数对升力和推力 特性的影响。结果表明,相位差对推力系数的影 响较大,而升力系数受迎角的改变影响较大。国 外学者 GERDES 及 NEGRELLO 等^[4-5]针对现扑 翼飞行机器人升力会受扑动角度影响分析了不同 翅翼布局形式。姜洪利、黄鸣阳等^[6-7]基于"平行 四边连杆"结构设计多段柔性变体扑翼飞行器,从 而实现两段翼折叠,但仍需要优化。林镇炜等^[8] 设计了舵机配有传感器的具有实时可调节攻角的 仿生双段翼扑翼飞行器,为该领域提供理论借鉴。 LI^[9]提出扑翼飞行方式所受升力产生的气动力计 算方法并通过样机实验进行预估以及计算。目前 已有研究大多基于多驱动装置提供飞行器动力, 少有实现飞行器的多自由度运动的。本文选用关 键结构参数为设计变量,以等效应力应变、疲劳极 限为优化目标,通过对扑翼驱动减速机构、主副翼 在飞行工况周期进行动力学仿真,验证了本文优 化设计的仿生扑翼机构的准确性和合理性。

1 仿生扑翼机构设计

1.1 减速机构设计

由于扑翼机构是通过单驱动装置实现多自由 度运动的,而微型电机转速虽然较高但转矩却较 小,因此传动机构需要搭配合理的减速机构来实 现机构动作。齿轮减速机构不仅具有传动稳定、

基金项目:浙江省自然科学基金联合基金资助项目(LTY22E050001);浙江工业职业技术学院 2021 年度"专业学科一体 化建设"科研项目

第一作者简介:徐涛(1993—),男,浙江诸暨人,助教,硕士,研究方向为机电一体化技术,541473258@qq.com。

效率高等特点,而且其结构紧凑体积小、运转噪声低,可以实现轻量化设计。

电机转速、扑翼频率及减速比由式(1)— 式(2)确定。

$$n = 60 fi \tag{1}$$

 $f = 3.87m^{-0.33} \tag{2}$

式中:*i*为传动比;*n*为电机转速;*f*为扑翼频率;*m*为质量。

以空载转速 13 300 r/min 无刷电机作为动力 源,电机频率设定为4 Hz,减速机构齿轮为标准直 齿圆柱齿轮,其减速比为 51.3。具体参数如表 1 所示。

秋 I 四 H 田 罗 奴										
参数名称 -	i_1		i_2		i_3					
	Z_1	Z_2	Z_3	Z_4	Z_5	Z_6				
模数/mm	1	1	1	1	1	1				
齿数z	8	32	12	42	15	55				
分度圆直径/mm	8	32	12	42	15	55				
齿宽/mm	9	3	6	3	6	3				
中心距/mm	20		27		35					

表1 齿轮组参数

考虑无刷电机负载拖动同时减小尺寸及样机 质量,适当降低齿轮减速比,将各级减速齿轮中心 距之和 a_x最小为优化目标,可表示为

$$a_{\Sigma} = a_1 + a_2 = \frac{m_1 z_1 (1 + i_1) + m_2 z_2 (1 + i_2)}{2} \quad (3)$$

式中: m_1 、 m_2 分别为高速级与低速级齿轮模数; i_1 、 i_2 分别为高速级与低速级齿轮模数; z_1 、 z_2 分别为 高速级与低速级的齿轮齿数。三级齿轮减速机构 包括齿轮 Z_1 与电机同轴连接且与 Z_2 啮合, Z_3 固连 Z_2 且与 Z_4 啮合, Z_5 固连 Z_4 且与 Z_6 啮合后接曲柄 摇杆机构,输出转矩。齿轮传动系统如图 1 所示, 传动比由式(4)确定。

$$i' = \frac{z_2}{z_1} \times \frac{z_4}{z_3} \times \frac{z_6}{z_5} = \frac{32}{8} \times \frac{42}{12} \times \frac{55}{15} = 51.3$$
(4)



图1 减速机构传动系统

确定减速齿轮组相关参数后,三维模型采用 GearTrax 绘制,同时在不影响整体强度下尽可能 地减轻样机质量。将齿轮设计为轮辐式,机构模 型如图 2 所示。



图 2 减速机构模型

1.2 传动机构设计

由图 3 可知,设定 OA 与 x 轴重合为初始位 置,曲柄长度为 l_{oA}、连杆长度为 l_{AC}、机架长度为 l_{oo}、主翼长度为 l_{or}、副翼长度为 l_{DF}。当曲柄和连 杆重合共线即 A'位置时,主翼达到上扑极限位置, 当曲柄和连杆延伸共线即 A"位置时主翼达到下扑 极限位置。副翼通过旋转副与摇杆连接。当主动 件 OA 绕 O 点旋转时,平行四边形 BCDE 结构在 曲柄连杆作用下产生运动,随着∠EDF 大小变化, 副翼实现折叠展向运动。



根据经验公式及实际模型,设计扑翼机构机 架长度 *l*=1 760 mm,曲柄固连夹角 β= 20°,拟定 扑动角度 ω=45°,再根据主副翼机构杆件各角度 关系,最终得到机构尺寸、角度参数见表 2 所示。

表 2 机构参数

参数名称	l_{OA}	l_{AC}	$l_{o'c}$	l_{cl}	$_{D}$ l_{DF}					
数值/mm	30	55	60	24	0 500					
参数名称	$\angle EDF$	扑动角范围	折叠角	自范围	扭转角范围	Ĵ				
数值/(°)	135	0~50	105~	183	-15~15					

根据主、副翼结构设计及机构杆长的确定,且

尽量简化扑翼结构以减轻样机质量,确保各连接 杆间的运动没有干涉。设计中将曲柄固定在齿轮 上与齿轮一起啮合回转,摇杆通过连接夹板与机 架相连,主翼杆与副翼杆通过铰链连接并引入辅 助杆和副翼杆相铰接,从而实现扑动机构的主动 展向折曲运动(图4)。



2 减速机构有限元分析

2.1 模型网格划分

采用自动网格划分模式对齿轮组进行网格划 分,非结构化网格延展性较好,求解速度快且不浪 费计算资源。齿轮组啮合传动接触应力对模拟结 果有较大影响,因此对齿轮组传动面进行网格细 化(图5),即对网格进行加密处理提高计算精度。 传动面的最小网格质量在 0.75 以上,最终模型生 成总网格数为 168 429,节点数为 95 327,总网格 质量在 0.38 以上。求解计算采用 Mechanical APDL,满足计算要求。



图 5 齿轮组网格图

2.2 有限元分析

建立齿轮副需要分析齿轮节点啮合的某一时刻。设定齿轮接触摩擦因数为0.15,法向刚度系数为1,刚度更新为每次迭代,时间步长控制方式 为自动二分法。施加运动副载荷,计算得到角速 度为 35.2 rad/s,齿轮副边界条件设置 Z₁为主动 齿轮,Z₆、Z₇设置为从动轮,运动副载荷为转矩,阻 力转矩大小为 10 N/mm。从图 6(a)可以发现齿 轮形变最大的位置在齿面处,驱动齿轮传递处及 中间多齿轮啮合处(Z₄)尤为明显,部分轮齿几乎 没有发生实质形变,最大变形达到 0.082 mm,但 总体齿轮本体变形量较小。从图 6(b)得到应力 较大的区域位于各级齿轮的齿根处,最大应力值 约为 2.38 MPa,最小值为 0.17 MPa,应力迁跃范 围为2.21 MPa,其余部位应力均较小。齿轮组强 度足够满足预期设计要求。



图 6 齿轮组后处理分析

齿轮组连接曲柄摇杆机构,需要在齿轮连接 处添加转动副,旋转速度与从动轮(Z₆)相同为 0.68 rad/s。而主翼杆一侧通过曲柄摇杆固定在 机架上,另一侧与副翼杆通过连接板连接,为其施 加固定约束 Fixed Support。由图 7(a)得到曲柄最 大形变为 0.85 mm,最小形变为 0.1 mm,形变趋势 呈往连杆侧递增。由图 7(b)可以看出,曲柄所受 最大等效应力发生在齿轮连接处,值为 7.7 MPa, 最小等效应力为 1.3 MPa,应力变化趋势呈现出往 连杆侧递减。上述结果表明形变、应力均在材料 强度允许范围之内,满足扑翼机构强度要求。



主翼杆身施加大小为 0.001 MPa 均布载荷, 左端施加 0.8 N 的作用力,右端施加 0.2 N 的作用 力。从载荷作用下的形变云图可以看出杆最右端 和外翼杆相连处形变最大,最大形变约为 0.54 mm。从主翼杆应力云图(图 8)中可以看出应力 分布较为均匀约 35 MPa,最大应力出现在左端约 为 38 MPa,整体波动范围为 7.8%。



3 主翼动力学分析

为进一步地完善机构运动学机理,根据无刷 电机 KV 值以及驱动电压对扑翼机构主翼开展动 力学分析。经过仿真计算后可以得到图 9 所示的 运动参数图,其中虚线表示左主翼,实线表示右主 翼仿真变化曲线。从仿真结果可以看出上下扑动 过程扑翼完全对称且左右扑动角度相同。其中主 翼角速度曲线呈周期性规律近似正弦函数分布, 其变化范围为-100 °/s~100 °/s;角加速度曲线 同样呈周期性规律,但由于主翼杆一端连着曲柄 摇杆另一端连接副翼连杆,曲柄摇杆具有急回特性 导致角加速度有所瞬态突变,突变幅度为33%,其 整体幅值为-200°/s²~200°/s²;角位移等线图在 幅值及变化趋势上呈正弦函数分布,波动范围在 -30°~0°之间,表明各部件无运动干涉冗余,该机 构运动合理可靠符合扑翼运动逻辑。

通过 Motion 仿真得到主、副翼各角度随时间 变化曲线,由于扑翼实际扑动时存在构件摩擦及 空气阻力,主翼扑动角范围为2°~50°,相较于理 论计算值偏小。主副翼折叠角范围为 109°~ 189°,与理论角度不同步其误差为 3.1%, 而副翼 扭转角度为-20°~20°偏大于理论角度值。图 10 可知扑翼机构3自由度变化曲线均呈现完整的周 期性,扑翼下摆时折叠角逐渐增大且副翼扭转角 逐渐减小,即副翼前缘向下扭转从而提升飞行升 力:扑翼上扑时折叠角逐渐减小至最小值且副翼 扭转角逐渐增大,即副翼前缘向上扭转减小飞行 受力面积。此外图 10(d) 副翼迹点跟踪发现机构 整体运动平稳呈"8"字形分布,扑翼横向扑动范 围为 0~70 mm, 纵向扑动范围为 0~300 mm, 展弦 比为1:4.3,符合生物尺度率,在减小阻力的同时 高效提升飞行升力和推力。



图 10 主副翼角度参数

最终对扑翼动作受力分解(图 11)可知阶段1 扑翼上扑的过程中主翼与副翼折叠,两者直接折 曲形成折曲角,整体比较收缩同时翼型整体向上 扭转;阶段2扑翼下摆的过程中主翼与副翼打开 整体较为舒展并且下摆时副翼向下扭转。综上所述,机构通过单电机驱动控制实现"扑动—折曲—扭转"复杂运动,仿真结果验证了机构材料属性、数学模型的正确性,并表明样机仿真模拟符合设计预期。



图 11 扑翼周期动作

4 结语

本文通过双曲柄双摇杆机构和减速齿轮机构 结合设计了一种新型的仿生扑翼机构,通过单驱 动实现扑翼上下扑动且副翼折叠的耦合运动,同 时基于 Ansys Workbench 对关键构件进行了仿真 及动力学分析。

1)齿轮减速机构齿根最大应力值为2.38 MPa, 最大应变量为0.082 mm;曲柄所受最大应力值为 7.7 MPa,最大形变量为0.85 mm;主翼杆最大应力 为38 MPa,最大形变量为0.54 mm,其余应力分布 均匀呈递变趋势,表明材料属性符合强度要求。

2)主翼机构动力学参数呈周期性正弦函数分 布规律,理论计算值及仿真对比验证扑翼角度变 化误差小于5%,扑翼迹点呈"8"字形且机构在飞 行工况时主、副翼左右扑动时角度相同,有效提高 飞行稳定性。

3)当主翼下摆过程中副翼展开伴扭转运动, 主翼上扑时副翼折叠伴扭转运动,从而实现"扑动—折曲—扭转"复杂运动,更好地实现了扑翼机构兜排风。

参考文献:

[1] ELLINGTON C P. The novel aerodynamics of insect flight:applications to micro-air vehicles[J]. The Journal of Experimental Biology, 1999, 202(Pt 23):3439-3448.

- [2] 张军峰,廖靖宇,刘恩海. 基于 ANSYS Workbench 的 激光雷达测试支架优化设计[J]. 机械制造与自动 化,2022,51(2):123-126.
- [3] 王建领,何广平,狄杰建. 扑翼飞行器非定常气动特 性研究[J]. 飞行力学, 2016, 34(3):72-75.
- [4] GERDES J W, CELLON K C, BRUCK H A, et al. Characterization of the mechanics of compliant wing designs for flapping – wing miniature air vehicles [J]. Experimental Mechanics, 2013, 53(9):1561-1571.
- [5] NEGRELLO F, SILVESTRI P, LUCIFREDI A, et al. Preliminary design of a small-sized flapping UAV: II. kinematic and structural aspects [J]. Meccanica, 2016, 51(6):1369-1385.
- [6] 姜洪利. 两段式扑翼飞行器结构设计与仿真分 析[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017.
- [7] 黄鸣阳,肖天航,昂海松. 多段柔性变体扑翼飞行器 设计[J]. 航空动力学报,2016,31(8):1838-1844.
- [8] 林镇炜,王丽丽,肖杰康,等.一种攻角可调的双段翼 仿生扑翼飞行器设计[J].机械研究与应用,2021, 34(1):108-111,114.
- [9] LI H. Aerodynamic analysis and experiment of a micro flapping wing rotor [D]. UK: Cranfield University, 2015.

收稿日期:2022-08-25