

文章编号: 1674-8190(2025)02-115-06

电动垂直起降复合翼飞行器电机臂结构设计

陈修贤, 董明, 董文俊, 吴韦志

(上海沃兰特航空技术有限责任公司 研发中心, 上海 201108)

摘要: 电动垂直起降复合翼飞行器的电机臂是其关键的承载部件, 在转换飞行阶段和反转换飞行阶段, 飞行载荷复杂, 研究其结构设计具有重要意义。研究垂起、转换、固定翼飞行、反转换、降落飞行阶段电机臂承受的桨叶拉力、飞行过载载荷, 在此载荷下设计双传力路径的电机臂结构, 并在给定约束条件下进行电机座的结构优化; 通过强度仿真分析对电机臂结构设计进行计算分析, 确保电机臂上复合材料和金属零件的应力水平低于设计许用值; 根据电机臂结构形式, 设计试验加载方式, 通过静强度试验和飞行试验, 测量试验过程中的应变及变形, 并与强度计算结果进行对比分析, 以验证电机臂结构设计和计算结果的准确性。结果表明: 本文设计的电动垂直起降复合翼飞行器的电机臂满足刚度、强度、疲劳设计要求。

关键词: 电动垂直起降飞行器; 电机臂; 载荷; 结构设计; 试验

中图分类号: V275

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.02.13

Structure design of hybrid wing eVTOL motor beam

CHEN Xiuxian, DONG Ming, DONG Wenjun, WU Weizhi

(Research and Design Center, Shanghai Volant Aerotech Co., Ltd., Shanghai 201108, China)

Abstract: The hybrid wing eVTOL motor beam is a key critical structure component, and the flight load is complex during the conversion and reverse conversion flight stages. Therefore, studying its structure design is of great significance. This article studies the propeller lift loads and flight overload of the motor beam during vertical take-off, transition, fixed-wing flight, reverse transition, vertical landing flight stages. Under this load, a motor arm structure with dual transmission paths is designed, and the structure optimization of the motor seat is carried out under the given constraint conditions. The motor beam structure design is calculated through simulation analysis, ensure that the stress level of the composite materials and metal parts on the motor arm is lower than the design allowable value. Finally, the experimental loading method is designed based on the structural form of the motor arm. The strain and deformation during the measurement experiment are compared and analyzed with the strength calculation results through static strength tests and flight tests. The accuracy of the motor beam structure design and calculation results are verified. Results show that the eVTOL motor beam designed in this paper can meet the stiffness, strength, fatigue design requirements.

Key words: eVTOL; motor beam; load; structure design; test

收稿日期: 2023-10-31; 修回日期: 2024-02-22

通信作者: 陈修贤(1985—), 男, 学士, 工程师。E-mail: 402194007@qq.com

引用格式: 陈修贤, 董明, 董文俊, 等. 电动垂直起降复合翼飞行器电机臂结构设计[J]. 航空工程进展, 2025, 16(2): 115-120, 133.

CHEN Xiuxian, DONG Ming, DONG Wenjun, et al. Structure design of hybrid wing eVTOL motor beam[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(2): 115-120, 133. (in Chinese)

0 引言

电动垂直起降(Electric Vertical Takeoff and Landing,简称eVTOL)飞行器主要有多旋翼、复合翼、倾转翼三种构型,复合翼eVTOL兼具直升机和固定翼飞机的优点,可满足特殊用途需求,可以预见,复合翼eVTOL将成为未来城市空中出行重要的组成部分。近年来,美国Joby公司开发了倾转翼eVTOL飞行器,并针对其转换过程的性能进行研究^[1-2],Beta公司和Archer公司也分别研发了其eVTOL原型机。国内沃兰特航空、沃飞长空、峰飞航空、时的科技、御风未来等企业分别实现了其复合翼eVTOL原型机的首飞。王科雷等^[3]、张啸迟等^[4]分析了垂直起降飞行器行业趋势及总体概念;张飞等^[5]、赵楠等^[6]分别研究了垂直起降飞行器的气动特性;刘峰等^[7]、王一为等^[8]研究了机体结构优化;周洲等^[9-10]研究了垂直起降飞行器的飞行过程。相比直升机和固定翼飞机,复合翼eVTOL在结构形式上增加了电机臂结构,在飞行过程中增加了一个特殊的转换飞行阶段,需要着重考虑电机臂在此飞行阶段的气动载荷和电机载荷。但目前缺少电动垂直起降复合翼飞行器载荷计算、结构设计和试验方面的研究,一旦电机臂发生结构破坏,此电机臂上的升力单元便无法提供升力,可能导致严重的事故。电机臂作为eVTOL的关键部件^[11],对飞行器的安全起到关键作用。2023年8月,英国Vertical的VX4原型机在转换阶段飞行时,由于桨叶失效,此电机臂上拉力急剧减小,其他电机臂上拉力增加,导致飞机迅速下降并坠毁,因此电机臂的结构完整性至关重要。

本文针对电机臂在飞行过程中的载荷进行分析,对结构进行轻量化破损安全结构设计,考虑采用混合连接的碳纤维复合材料^[12]电机臂,降低结构重量;且在飞机整个复杂的飞行过程中,满足刚度、静强度要求;还分析与升力单元连接的电机座的疲劳特性和结构安全性,并通过地面强度试验和飞行试验进行验证,以表明结构设计的准确性和安全性。

1 载荷设计技术

1.1 电机臂主要工况分析

复合翼eVTOL飞行过程主要有五段,第一阶

段为多旋翼垂直起飞(垂起)阶段,电机臂上的升力单元提供升力把eVTOL上升一定高度;第二阶段为转换阶段,升力单元提供升力,同时推/拉力单元提供向前的推/拉力,对复合翼eVTOL加速,机翼上产生的升力随着前进速度增大而增大,进而对升力单元升力需求减小,直至升力单元输出升力为零;第三阶段为固定翼飞行阶段,全部靠推/拉力单元提供向前飞行的力,完成复合翼eVTOL的平飞阶段;第四阶段为反转换阶段,升力单元和推/拉力单元同时作用,随着平飞速度的降低,推/拉力单元需求减少直至为零,升力单元升力由零增加到最大;第五阶段为多旋翼垂直降落(垂降)阶段,利用电机臂上升力单元产生的升力把复合翼eVTOL从一定高度降落到地面上。典型飞行剖面如图1所示,以上五个飞行阶段中,主要的工况如表1所示。



图1 复合翼eVTOL典型飞行剖面

Fig. 1 Hybrid wing eVTOL type fly flight profile

表1 飞行阶段及对应的工况

Table 1 Flight phase and corresponding load case

飞行阶段	工况
1	1(a) 螺旋桨最大拉力 ^[13] ;1(b) 电机最大扭矩
2	2(a) 前行桨叶与后行桨叶非对称弯矩
3	3(a) 最大飞行过载
4	4(a) 前行桨叶与后行桨叶非对称弯矩
5	5(a) 螺旋桨最大拉力;5(b) 电机最大扭矩;5(c) 最大着陆过载

经过分析,1(a)与5(a)、1(b)与5(b)、2(a)与4(a)载荷大小相等,3(a)和5(c)均小于1(a)工况。本文主要针对螺旋桨最大拉力、电机最大扭矩、前行桨叶与后行桨叶非对称弯矩三种严苛工况进行分析计算。

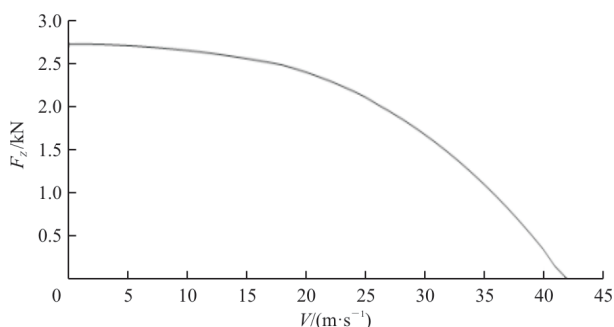
1.2 载荷计算

根据适航法规的要求和工程实践经验,电机的限制扭矩不得小于下列中的最大值:1) 最大连续功率的平均扭矩乘以1.25^[14];2) 电机最大加速所产生的扭矩;3) 因故障或结构损坏引起的电机

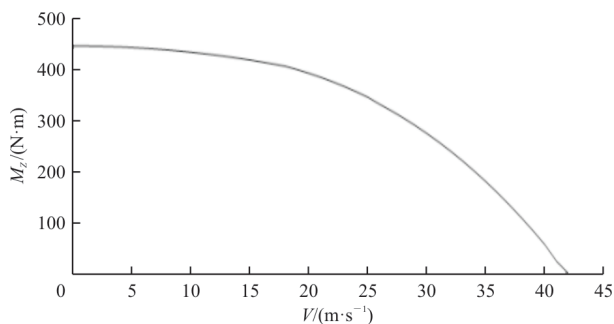
突然停车产生的扭矩。根据电机性能参数和螺旋桨特性,经计算得出本文使用的最大电机扭矩为 $1\,437.5\text{ N}\cdot\text{m}$ 。

根据螺旋桨气动特性、空气密度及螺旋桨最大转速 $1\,500\text{ r/min}$ 计算得出,螺旋桨最大拉力为 $5\,850\text{ N}$ 。

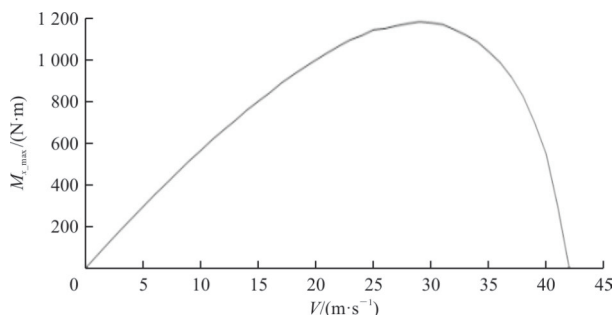
转换阶段,随着复合翼 eVTOL 前飞速度的变大,机翼产生的升力增加,对螺旋桨产生拉力的需求减少,螺旋桨转速减小,前行桨叶与后行桨叶非对称弯矩为先增加后减小的趋势,如图2所示,经过计算,在前行速度 30 m/s 时,前行桨叶与后行桨叶非对称弯矩为 $1\,175\text{ N}\cdot\text{m}$ 。螺旋桨拉力为 $1\,800\text{ N}$,电机扭矩为 $295\text{ N}\cdot\text{m}$,此工况为转换阶段电机臂最严苛的工况。



(a) 螺旋桨拉力与前行速度曲线



(b) 电机扭矩与前行速度曲线



(c) 非对称弯矩与前行速度曲线

图2 转换过程载荷随前行速度变化曲线

Fig.2 Curve of load and forward speed curve at the transition phase

2 破损安全结构设计

2.1 电机臂结构设计

复合翼 eVTOL 飞机相比传统固定翼飞机,结构上额外增加了多处电机臂,需要采用轻量化设计,尽量降低电机臂的重量。除电机座外,电机臂上所有零件采用 T700 级碳纤维预浸料,热压罐工艺制造。由于电机臂上承载升力单元,若结构破坏失去承载能力,会导致 eVTOL 失去此电机臂上的升力,对 eVTOL 垂直起降产生不利影响。因此需要采用破损安全结构设计,设计两条传力路径,一条传力路径为上下蒙皮组成的外壳,另一条传力路径为内部纵向、环向零件组成的骨架结构,确保一条传力路径有损伤(外部损伤定义为 11.2 J 能量冲击,内部损伤定义为直径 12.7 mm 孔)时,电机臂仍能承受限制载荷。根据电机臂载荷状态设计多轮调整迭代,电机臂蒙皮铺层顺序为 $(45/0/0/-45/90)_s$,骨架结构的环向零件铺层顺序为 $(45/0/-45/90)_s$,骨架结构的纵向零件铺层顺序为 $(45/0/0/-45/0/90)_s$ 。电机臂结构设计结果如图3所示。

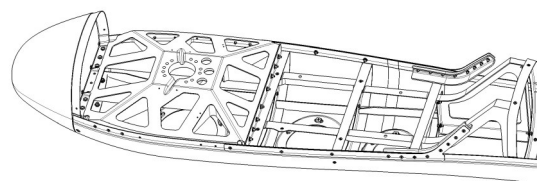


图3 电机臂结构设计结果(未显示上蒙皮)

Fig.3 Design result of motor beam structure (upper skin hidden)

2.2 电机座设计

电机安装平面变形会影响电机的安装角度,进而影响螺旋桨拉力方向角度,对 eVTOL 垂直起降阶段的偏航、俯仰姿态控制影响巨大,因此需要保证电机安装平面在受到升力单元载荷时,角度变化不大于 1.5° 。电机座的固有频率需与升力单元转动频率隔开 4.5 Hz ^[15],防止与升力单元共振,导致结构失效。电机座上部连接电机,电机的高压线束接线柱上高的电压,需要留出至少 7.5 mm 的安全距离,防止高电压击穿空气,传递到电机臂上,导致触电事故。电机座四周与电机臂连接,把升力单元产生的载荷传递到电机臂上。前行桨叶与后行桨叶非对称弯矩为高周疲劳载荷,作用在

TC4 钛合金电机座上,会导致疲劳问题,需要确保电机座应力水平不高于 310 MPa。基于以上约束条件,通过渐进结构优化法,限制结构应力,结合有限元分析,对电机座进行设计。电机座前后与电机臂的框采用机械连接,左右侧与蒙皮采用胶接和机械连接的混合连接,加强筋与紧固件的距离需要满足安装工具空间要求,第一轮无加筋的板类零件,厚度 8.2 mm,质量 8.5 kg;第二轮仅纵横加筋零件,筋厚度 4.2 mm,腹板厚度 3.0 mm,质量 4.4 kg;最后一轮增加斜向筋零件,如图 4 所示,纵横筋厚度 3.4 mm,斜筋厚度 2.0 mm,腹板厚度 2.2 mm,结构质量 3.28 kg。

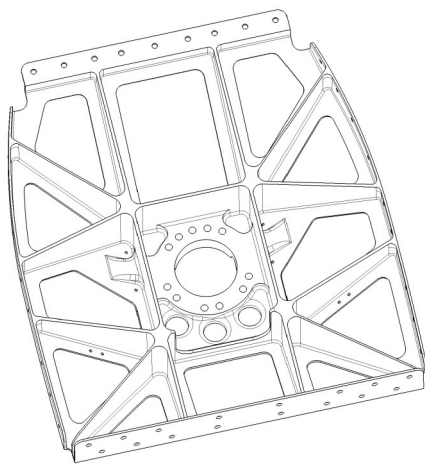


图 4 电机座拓扑优化设计结果

Fig. 4 Topology optimization design results of motor seat

3 仿真分析

3.1 螺旋桨最大拉力,电机最大扭矩分析结果

根据 1.2 节载荷计算结果,在垂直起飞和降落飞行阶段,螺旋桨最大拉力和电机最大扭矩同时施加在电机座上,螺旋桨最大拉力平均施加在电机座的连接孔上,方向沿拉力线方向;电机最大扭矩扭转轴线与拉力线重合。通过有限元仿真分析,结果如图 5~图 6 所示,可以看出:在螺旋桨最大拉力和电机最大扭矩工况下,碳纤维复合材料电机臂主方向最大压应变 $2\,919\ \mu\epsilon$,最大拉应变 $4\,210\ \mu\epsilon$,分别小于碳纤维铺层冲击后压缩许用应变 $3\,210\ \mu\epsilon$ 和开孔拉伸许用应变 $4\,900\ \mu\epsilon$;TC4 钛合金电机座最大应力 265.1 MPa,小于材料标准中的材料无限寿命应力 310 MPa,电机座安装平面角度变化 1.13° ,满足要求。

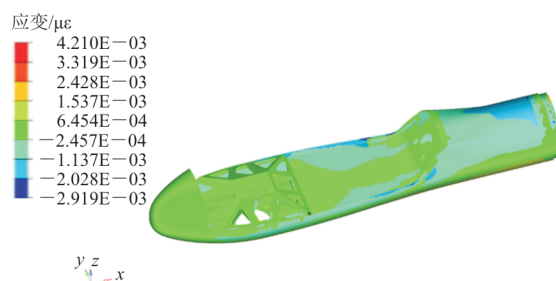


图 5 电机臂受最大拉力与最大扭矩分析结果

Fig. 5 Analysis results of maximum tension and maximum torque on the motor beam

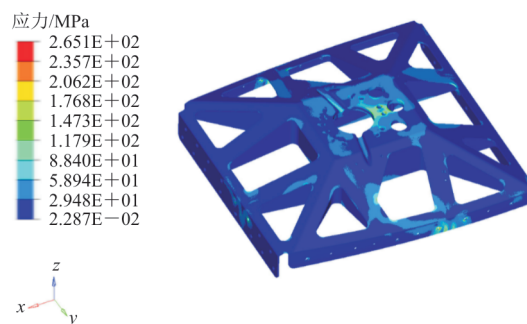


图 6 电机座受最大拉力与最大扭矩分析结果

Fig. 6 Analysis results of maximum tension and maximum torque on the motor seat

3.2 前行桨叶与后行桨叶非对称弯矩分析结果

在转换阶段和反转换阶段,电机臂承受前行桨叶与后行桨叶非对称弯矩和桨叶转动时产生的拉力共同作用,升力单元的螺旋桨每旋转一圈产生两次疲劳,复合翼 eVTOL 设计寿命为 20 000 次起落,单次起落转换阶段和非转换阶段时间共 60 s,升力单元螺旋桨平均转速 750 r/min,共产生 3 000 万次交变载荷,因此电机座需按无限寿命设计。按照 1.2 节计算载荷,非对称弯矩、螺旋桨拉力、电机扭矩加载到电机座的连接点上,分析结果如图 7~图 8 所示。

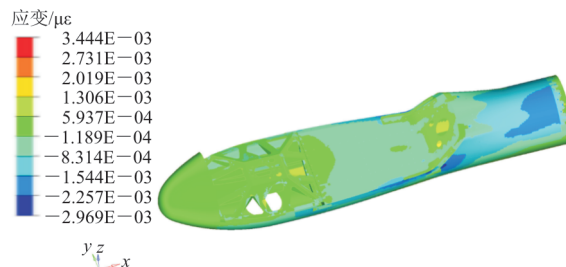


图 7 电机臂受非对称弯矩分析结果

Fig. 7 Analysis results of asymmetric bending moment on the motor beam

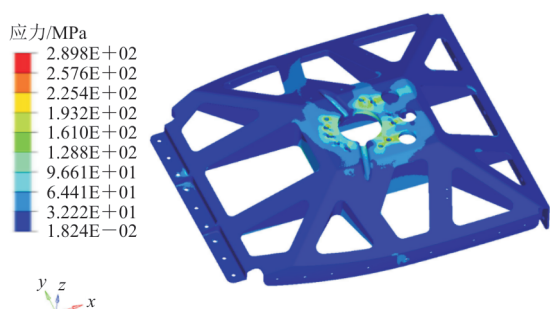


图8 电机座受非对称弯矩分析结果

Fig. 8 Analysis results of asymmetric bending moment on the motor seat

从图7~图8可以看出:碳纤维复合材料电机臂主方向最大压应变 $2\,969\,\mu\epsilon$, 最大拉应变 $3\,444\,\mu\epsilon$; 钛合金电机座最大应力 $289.8\,\text{MPa}$, 电机座安装平面角度变化 1.02° , 满足要求。

4 试验验证

4.1 地面试验方案及加载工装

设计地面试验方案为复合翼eVTOL结构总装后, 整机放置在地面上, 在电机座上安装加载支座, 如图9所示, 沿着支座轴向采用杠杆系统^[16]进行加载, 同时机翼上部加载不超过0.67倍机翼下弯试验载荷沙袋^[17], 防止整机倾倒。监测电机臂端框底部变形, 根据有限元分析结果, 在下蒙皮应变最大处附近平缓区域贴应变片, 检测蒙皮上应变。

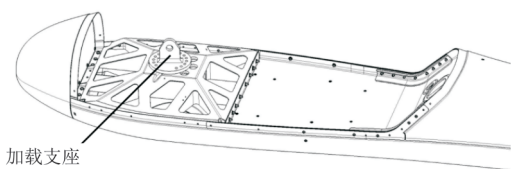


图9 电机座最大拉力加载工装

Fig. 9 Loading fixture of maximum tension on the motor seat

4.2 地面加载载荷及结果分析

电机臂最大拉力加载载荷沿着电机座轴心方向, 利用杠杆转换加载方向, 通过在吊篮里逐级增加沙袋方式进行加载, 限制载荷为 $5\,850\,\text{N}$, 测量电机臂端框底部位移(如图10所示)和蒙皮在应变片处的应变(如图11所示), 可以看出: 实测位移与理论位移、实测应变与理论应变偏差均在10%之内, 在150%限制载荷时, 结构未破坏, 满足要求。

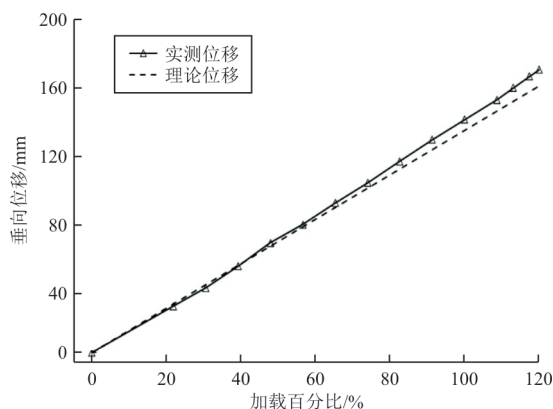


图10 电机臂端框底部变形

Fig. 10 Deformation at the bottom of the motor beam end frame

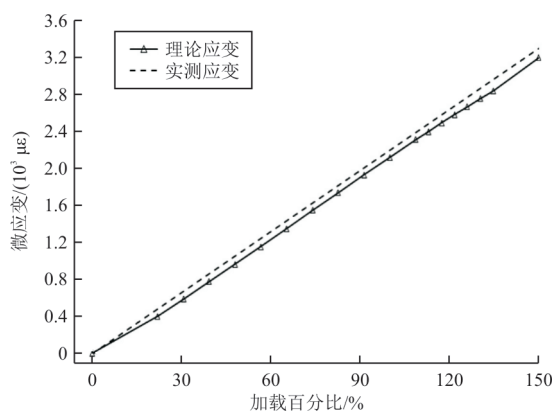


图11 下蒙皮应变

Fig. 11 Strain of the lower skin

4.3 飞行试验验证

本文所设计的电机臂结构已成功应用于沃兰特VE25电动垂直起降复合翼飞行器上, 且完成了完整的垂起、转换、固定翼飞行、反转换、垂降飞行过程, 结构完好无损伤, VE25电动垂直起降复合翼飞行器在空中飞行姿态如图12所示。



图12 VE25飞行试验

Fig. 12 VE25 flight test

5 结 论

1) 复合翼 eVTOL 电机臂设计应考虑螺旋桨最大拉力、电机最大扭矩、前行桨叶与后行桨叶非对称弯矩工况。

2) 碳纤维复合材料电机臂显著降低结构重量的同时,满足电机臂刚度、强度要求。

3) 通过电机臂最大拉力试验,表明电机臂结构设计满足静强度设计要求。

4) 建议电机座按照刚度和无限寿命设计以满足复合翼 eVTOL 长寿命多航时使用要求。

本文仅对电机臂的静强度疲劳强度进行了研究,复合翼 eVTOL 电机臂的振动为较严苛的工况,后续将通过模态分离理论和实物振动测试解决动力系统振动激励与结构本身模态之间的耦合问题。

参 考 文 献

- [1] AVIATION J, BAIN J, STOLL A, et al. Aerodynamic and acoustic design of the joby aviation eVTOL propeller [C]// Proceedings of the Vertical Flight Society 77th Annual Forum. [s. n.]: The Vertical Flight Society, 2021: 10-14.
- [2] STOLL A, MILKIC G V, AVIATION J. Transition performance of tilt propeller aircraft [EB/OL]. (2022-03-10) [2023-10-31]. <https://vtol.org/store/product/transition-performance-of-tilt-propeller-aircraft-17443.cfm>.
- [3] 王科雷, 周洲, 马悦文, 等. 垂直起降固定翼无人机技术发展及趋势分析[J]. 航空工程进展, 2022, 13(5): 1-13.
WANG Kelei, ZHOU Zhou, MA Yuewen, et al. Technical development and trend analysis of eVTOL fixed wing unmanned aerial vehicle[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(5): 1-13. (in Chinese)
- [4] 张啸迟, 万志强, 章异赢, 等. 旋翼固定翼复合式垂直起降飞行器概念设计研究[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 179-192.
ZHANG Xiaochi, WAN Zhiqiang, ZHANG Yiying, et al. Conceptual design of rotary wing and fixed wing compound eVTOL aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 179-192. (in Chinese)
- [5] 张飞, 王云, 孙一方, 等. 垂直起降固定翼无人机的翼尖垂尾设计分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(5): 628-633, 663.
ZHANG Fei, WANG Yun, SUN Yifang, et al. Design analysis of wing tip vertical tail of the vertical takeoff and landing fixed-wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(5): 628-633, 663. (in Chinese)
- [6] 赵楠, 张志强, 孙巍伟. 基于 CFD 方法的垂直起降飞行器气动设计与分析[J]. 液压与气动, 2023, 47(4): 132-140.
ZHAO Nan, ZHANG Zhiqiang, SUN Weiwei. Aerodynamic design and analysis of vertical takeoff and landing aircraft based on CFD method[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2023, 47(4): 132-140. (in Chinese)
- [7] 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 Feng, YU Hui, GAO Hongjian, 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)
- [8] 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): 9-17.
WANG Yiwei, LEI Ruiwu, WANG Hui. Topological optimization design of flying wing layout aircraft structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(2): 9-17. (in Chinese)
- [9] 王春阳, 周洲. 涵道式垂直起降固定翼无人机过渡走廊研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(1): 42-50.
WANG Chunyang, ZHOU Zhou. Research on transition corridor of ducted VTOL fixed wing unmanned aerial vehicle[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(1): 42-50. (in Chinese)
- [10] 程宇轩, 周洲, 王科雷. 分布式推进垂直起降固定翼的过渡走廊边界研究[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(6): 1195-1203.
CHENG Yuxuan, ZHOU Zhou, WANG Kelei. Research on transition corridor boundary of distributed propulsion VTOL fixed wing[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(6): 1195-1203. (in Chinese)
- [11] 方宜武. 一种用于安装旋翼的撑杆及飞行器: CN113232871A[P]. 2021-08-10.
FANG Yiwu. A support boom and aircraft used for installing lift rotors: CN113232871A[P]. 2021-08-10. (in Chinese)
- [12] 邹鹏, 倪迎鸽, 毕雪, 等. 胶螺混合连接在复合材料结构中的研究进展[J]. 航空工程进展, 2021, 12(1): 1-12.
ZOU Peng, NI Yingge, BI Xue, et al. Research development on bonded-bolted hybrid joint in composite structure[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(1): 1-12. (in Chinese)
- [13] LEISHMAN J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. 2nd ed. New York: Cambridge University Press, 2006: 67.

(下转第 133 页)