

复合翼垂直起降飞行器电机臂气动外形设计与仿真分析

杨景龙¹, 熊俊辉², 丁凯妍², 周一凡², 李琦³

(1. 南昌航空大学 动力与能源学院, 南昌 330063)

(2. 南昌航空大学 航空宇航学院, 南昌 330063)

(3. 高密度电磁动力与系统全国重点实验室, 北京 100190)

摘要: 现有电动垂直起降飞行器电机臂在巡航及垂直起降阶段存在气流分离、涡旋回流等气动问题, 导致升阻特性欠佳、功率损耗较大。基于一款起飞质量 150 kg 级 8 旋翼垂直起降双涵道平推构型的电动垂直起降飞行器, 通过 CATIA 宏文件代码搭建电机臂曲面建模脚本框架, 并提取修改关键参数值, 对电机臂进行参数化修形设计; 采用 Fluent 软件对比分析修形与未修形电机臂在巡航和垂直起降状态下的气动特性, 研究电机臂不同工况下的性能变化规律。结果表明: 修形电机臂可以有效抑制气流流动分离, 使气流更贴合电机臂表面; 在迎角 4° 且整机升阻比最大时, 修形电机臂升力同比增长 104.05%, 阻力同比降低 13.52%, 升阻比同比增长 135.95%; 在垂直起降阶段相同转速下, 修形电机臂减少涡旋和回流的产生, 旋翼整体升力与输出功率均优于未修形状态, 在不同桨臂间距区间内, 旋翼升力同比增长极值为 3.71%, 输出功率同比增长极值为 2.93%。证明了电机臂修形减阻的必要性与有效性。

关键词: eVTOL 飞行器; 电机臂; 复合翼; 气动特性; 减阻

中图分类号: V211.46

文献标识码: A

Aerodynamic shape design and simulation analysis of motor arms for compound-wing eVTOL aircraft

YANG Jinglong¹, XIONG Junhui², DING Kaiyan², ZHOU Yifan², LI Qi³

(1. College of Power and Energy, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

(2. College of Aeronautics and Astronautics, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

(3. State Key Laboratory of High Density Electromagnetic Power and Systems, Beijing 100190, China)

Abstract: Motor arms of eVTOL aircraft suffer flow separation and vortex recirculation during cruise and VTOL, degrading lift-to-drag characteristics and increasing power loss. For a 150-kg-class, eight-rotor, twin-ducted pusher eVTOL, a CATIA macro-based framework was developed for motor-arm surface modeling, and key parameters were extracted for parametric reshaping. Fluent simulations compared modified and unmodified arms under cruise and VTOL conditions. The modified arm suppressed flow separation and improved airflow attachment. At 4° angle of attack (maximum aircraft lift-to-drag ratio), it increased lift by 104.05%, reduced drag by 13.52%, and raised lift-to-drag ratio by 135.95% over the unmodified arm. In VTOL at the same rotational speed, it reduced vortices and recirculation, giving higher total rotor lift and output power than the unmodified state; maximum increases reached 3.71% and 2.93%, respectively, across propeller-arm spacings. These results confirm the necessity and effectiveness of motor-arm reshaping for drag reduction.

Key words: eVTOL aircraft; motor arm; compound wing; aerodynamic characteristics; drag reduction

收稿日期: 2026-06-26; 修回日期: 2026-08-29

基金项目: 国家重点研发专项(2021YFB2500600); 江西省重点研发计划(20252BCE310032)

通信作者: 熊俊辉(1986-), 男, 博士, 副教授。E-mail: xjh@nchu.edu.cn

引用格式: 杨景龙, 熊俊辉, 丁凯妍, 等. 复合翼垂直起降飞行器电机臂气动外形设计与仿真分析[J]. 航空工程进展.

YANG Jinglong, XIONG Junhui, DING Kaiyan, et al. Aerodynamic shape design and simulation analysis of motor arms for compound-wing eVTOL aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

0 引言

低空经济是在低空空域(通常为1 000 m以下,根据实际需要可延伸至不超过3 000 m)内,以民用有人驾驶和无人驾驶航空器为主体,以载人、载货及其他作业等多场景低空飞行活动为牵引,辐射带动商业活动或公共服务领域融合发展的一种综合性新经济形态^[1]。电动垂直起降(Electric Vertical Take-off and Landing, eVTOL)飞行器是指采用电机驱动的具备垂直起降能力的飞行器^[2]。近年来,随着低空经济领域发展的爆发式增长,eVTOL飞行器在全球范围内引起了广泛的关注和深入的探索,成为航空、交通、货运等领域创新发展的焦点之一^[3],其中复合翼eVTOL飞行器相较于传统无人飞行器,工作方式既有多旋翼无人机起降灵活的特点,又有固定翼无人机长续航的特点。正因为复合翼eVTOL融合了多旋翼与固定翼无人机的优点,目前被全球诸多无人机公司作为基础机型广泛研究。

复合翼eVTOL飞行器的动力单元包括垂起动力单元和平飞动力单元,其中,垂起单元通过电机驱动旋翼旋转产生升力,使飞行器完成垂直起降、悬停等指令。相较于直升机和固定翼飞机,复合翼eVTOL飞行器在结构形式上增加了电机臂结构^[3],通过电机臂使电机与机翼连接,为飞行器悬停和巡航两种工况的过渡转换提供保障。电机臂作为eVTOL飞行器上的重要部件,目前国内外eVTOL机型大多采用纵杆式电机臂,在保证其结构强度的前提下,对纵杆两端进行修形处理,这种类型的电机臂在一定程度上增加了整机的气动阻力,但随着eVTOL飞行器的发展,气动特性更优异的电机臂形式应值得被深入研究。

陈修贤等^[4]针对电机臂进行结构设计,根据旋翼最大拉力、电机最大扭矩以及电机臂前后端产生的弯矩等载荷工况,设计了一款轻量化的碳纤维复合材料电机臂,经实验测试满足强度条件与结构安全性;刘战合等^[5]对复合翼飞行器电机臂开展气动特性分析及减阻优化研究,证明电机臂头部和与机翼连接处的高压区是其阻力增加的主要原因;Zanotti等^[6]开展对eVTOL飞行器典型的悬臂式布局中机翼—螺旋桨气动干扰的影响研究,证明电机臂结构在中大迎角时,可能会对飞机整体提供不利的正斜率和俯仰力矩,从而影响飞机

整体稳定性;Hao J C等^[7]运用CFD仿真软件对复合翼农用无人机进行气动分析,得出俯仰角超过20°时,机翼周围的流场会使无人机的升阻比降低,此时与机翼连接的电机臂周围流场也会随之改变;闫文辉等^[8]开展了旋翼产生的上洗、下洗气流对机翼影响的研究;邹汝平等^[9]发现直升机下洗流速度会给空地导弹的初始弹道带来俯仰抬头的干扰力矩但影响较小。文献[8-9]的研究表明,应考虑旋翼产生的高速下洗气流是否也会对下方的电机臂产生额外的力或力矩。张天毅等^[10]基于运动嵌套网格对直升机旋翼与机身流场进行研究,证明机身对旋翼诱导速度的干扰具有很强的方向性,并与机身的外观特征有关,由此可见旋翼下方的电机臂形状是否会直接影响旋翼效率也值得深入探究;张飞等^[11]通过对旋翼安装位置的研究,发现旋翼上方存在壁面时旋翼效率更高,且随着安装距离的增大,整机平飞阻力也会增大但悬停时整机气动特性所受的影响会逐渐减小,当旋翼在电机臂上方安装时旋翼效率会相应降低;Granata等^[12]的研究发现,桨盘之间的部分重叠区域会导致前桨滑流影响下旋翼的气动性能显著降低,因此电机臂占桨盘面积也会对旋翼效率产生一定的影响;张啸迟等^[13]根据一款旋翼固定翼复合式垂直起降飞行器,通过实验得出旋翼下方的机翼对旋翼滑流有一定的干扰作用,且增大了悬停时旋翼需用功率,因此处于旋翼下方的电机臂对旋翼滑流的影响以及旋翼功率的变化也值得被关注。

综上所述,为探究电机臂的修形减阻,除了研究巡航状态下不同迎角对电机臂气动特性的影响,悬停状态下旋翼产生的高速下洗气流对电机臂的影响以及电机臂距旋翼的相对位置也会对旋翼性能产生一定的影响。目前国内外围绕电机臂气动特性的研究相对较少,大多研究电机臂或类电机臂结构的升阻特性,对于修形后电机臂改变的流场特征是否会与悬停工况下旋翼产生的高速下洗气流产生新的影响、电机臂的修形是否会对旋翼的效率产生干扰等问题的研究鲜少。为进一步探究电机臂修形减阻后的相关特性与影响,本文通过CATIA宏脚本使电机臂建模参数化,通过修改关键参数值进行电机臂的修形设计,并分析电机臂在巡航与悬停两种状态下的气动特性影响,进一步证明电机臂修形减阻的必要性。

1 电机臂气动外形设计

1.1 复合翼 eVTOL 飞行器总体参数

本文以一款起飞质量为 150 kg 级的复合翼 eVTOL 飞行器^[14]为背景,该飞行器采用流线型机身,适用于高速巡航的任务工况。其主要有八套垂起动力单元和两套尾推动力单元组成。垂起动力采用八旋翼动力冗余系统,保证了飞行器垂起阶段的安全性;尾推动力采用自主研发的直径 220 mm 涵道风扇推进系统,能有效增加飞行器的巡航速度、降低巡航阶段噪音^[15-16],并且采用双涵道动力可实现动力冗余,提高飞行器平飞时的性能与安全性。

复合翼 eVTOL 整机三维模型如图 1 所示,垂起阶段,8 套旋翼电机通过电机臂连接机翼,为飞行器提供垂起时所需升力。带有旋翼的四根电机臂对称布置在机身两侧,单侧布置两根电机臂,其间距设置保证相邻的桨尖不相干涉。复合翼 eVTOL 飞行器的总体参数如表 1 所示。

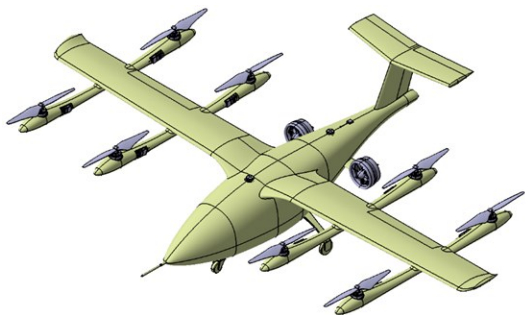


图 1 复合翼 eVTOL 整机三维模型
Fig. 1 Compound-wing eVTOL full-vehicle 3D model

表 1 复合翼 eVTOL 飞行器的总体参数

Table 1 Overall parameters of the compound-wing eVTOL aircraft

参数	数值	参数	数值
机身长度/mm	3 000	翼展/mm	4 800
起飞重量/kg	150	巡航速度/(km·h ⁻¹)	180
飞行高度/m	2 000	飞行航程/km	100
同侧电机臂间距/mm	900	旋翼尺寸/mm	812.8×279.4

1.2 电机臂气动外形设计

本文基于 CATIA 宏脚本的参数化进行曲面模型的生成。通过宏录制获得电机臂曲面建模的基础代码框架,然后分析几何构型中的控制要素,

并提取长宽、轴距、截面缩放比、引导线曲率权重等为关键参数,通过使用变量替换原代码中的固定数值,调用 CATIA 创成式曲面设计 API,自动执行删除旧曲面、重新生成新曲面特征并输出不同款式的电机臂模型,用于后续的气动特性分析。设计流程参考流程图,如图 2 所示。

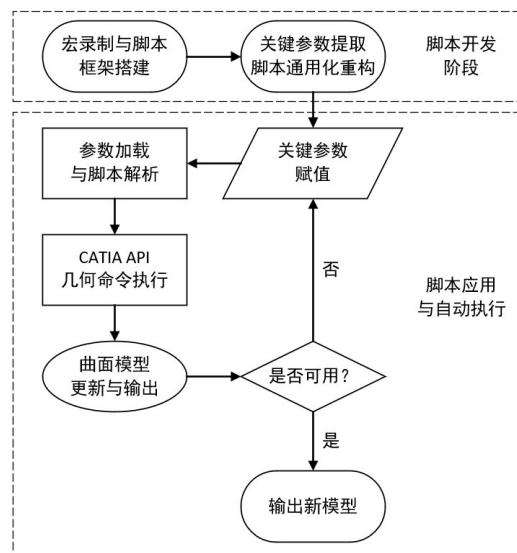


图 2 电机臂设计流程
Fig. 2 Motor arm design process

本文的研究对象包括方案 A 为默认参数未修形的常规直杆电机臂,方案 B 则根据实际工况,对方案 A 未修形电机臂的默认参数进行优化设计的修形电机臂。方案 B 为适配高速巡航的任务工况,适当调整其前端过渡曲线的曲率,增大电机臂顶部与中部的收缩比,使两尖端呈梭形,增加流线型过渡曲面。方案 B 具体曲线与曲面示意图如图 3 所示,最终方案 A、B 的三维模型参数对比与数模示意如表 2 和图 4 所示。

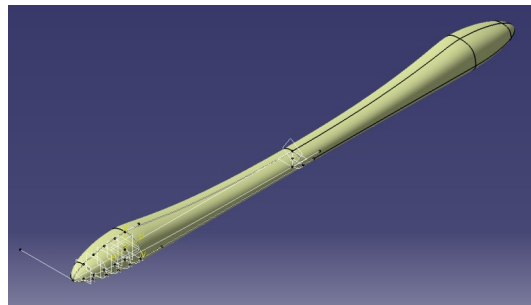
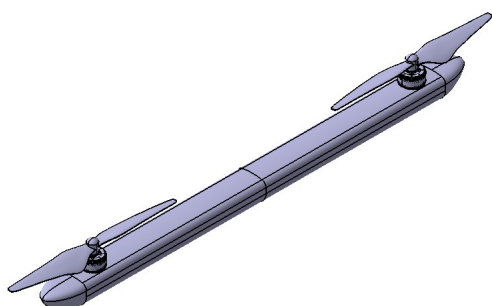


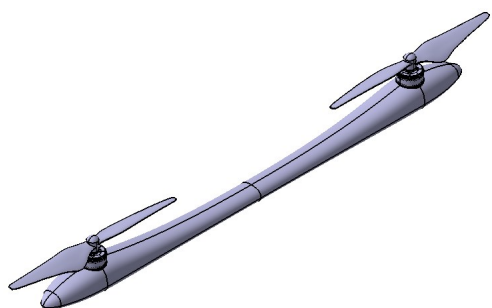
图 3 方案 B 电机臂曲面建模示意
Fig. 3 Schematic of surface modeling for the Scheme B

表2 两种方案电机臂的参数对比
Table 2 Parameter comparison of the motor arms for the two schemes

参数	A 值	B 值
长度/mm	2 100	2 100
宽度/mm	150	150/100
高度/mm	110	110/65
电机轴距/m	1 600	1 600
旋翼与臂间距/mm	60~100	60~100
前端曲线张度	1.4/0.6	1/1
中部收缩比	0	0.333
中截面面积/mm ²	13 500	5 100
来流投影面积/mm ²	13 500	13 900
浸润面积/mm ²	473 800	294 500



(a) 方案A三维模型



(b) 方案B三维模型

图4 两种方案电机臂的三维模型

Fig. 4 3D models of the motor arms for the two schemes

2 数值仿真

2.1 计算方法设置

本文基于计算流体力学进行数值模拟仿真,运用ANSYS Fluent(2023 R1)仿真软件对方案A、B两款电机臂的气动特性进行仿真分析,选用多参考坐标系模型(MRF)进行稳态计算^[17],流场计算

采用基于压力和速度耦合的SIMPLEC算法来求解定常可压缩的雷诺时均(Reynolds Average Navier-Stokes, RANS)方程,结合复合翼eVTOL飞行器的平飞状态特性,计算模型选用剪应力输运的 $k-\omega$ 模型(SST $k-\omega$ 模型)^[18-19],该模型结合了 $k-\epsilon$ 模型在远离壁面的完全湍流区域的适用性与 $k-\omega$ 模型在近壁区域的优越性;SST $k-\omega$ 模型不仅在逆压力梯度和分离流动中表现好、预测精度较高,并且适用于多种流动条件,包括复杂的几何形状和高曲率流动。通过上述方法,分别计算方案A、B两款电机臂的升力、阻力、升阻比,得出压力云图、速度云图等关键结果,对比分析不同外形电机臂的升阻特性和减阻修形方案的有效性。

2.2 计算网格绘制

本文仿真内容包括在迎角 α 范围为($-2^\circ \sim 12^\circ$)内电机臂的升阻特性、不同桨臂间距 h 的旋翼拉力大小。

2.2.1 两方案电机臂升阻特性

在运用CFD进行数值模拟时,为保证结果的精度和其他气动干扰,计算流场域尺寸要远大于模型尺寸,由于本小节针对电机臂升阻特性的数值模拟仿真研究,考虑机翼带来的影响,模型采用整机半模,计算流场域则根据整机的尺寸进行绘制,两种方案的计算域均采用框型流场域且尺寸与边界条件设置完全相同,计算域入口采用速度入口边界条件,速度大小采用巡航时的速度为180 km/h,出口采用压力出口边界条件,模型壁面采用无滑移固定壁面,速度入口方向 $L1$ 为10倍机身长,压力出口方向 $L2$ 为20倍机身长,由于采用整机半模仿真,机身截面所在平面设为对称边界条件,考虑仿真存在不同迎角的工况,上下壁面也设置为速度入口,其中对称面到最外侧壁面(即流体域的宽) D 为15倍半翼展长,流体域的高 H 为30倍半翼展长,计算域及边界条件设置如图5所示。

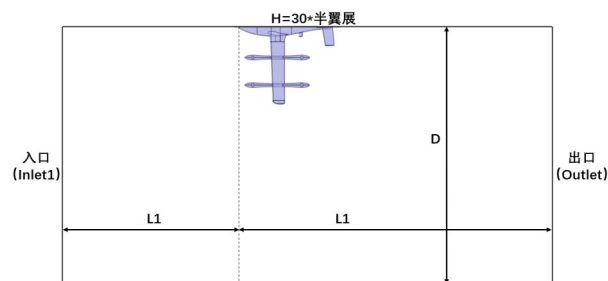
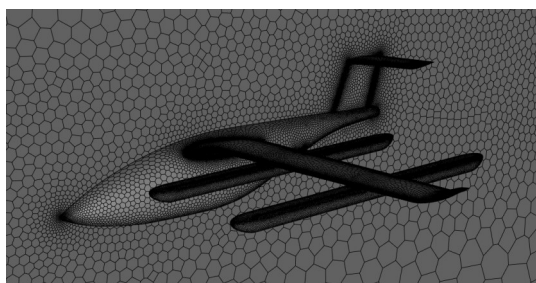


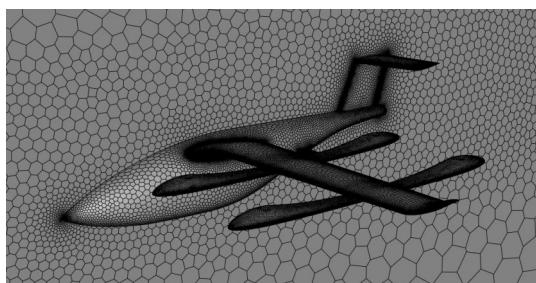
图5 边界条件设置

Fig. 5 Boundary condition settings

网格划分如图6所示,网格采用结构化网格,共25层边界层,第一层高度为0.006 4mm,在壁面上设置附面层, $Y^+ \approx 1$,法向增长率为1.15,机翼面网格控制在35 mm,局部最小尺寸为4 mm,电机臂面网格控制在20 mm,局部最小尺寸为4 mm;加密区尺寸以机身为准,按 X 方向最小2倍最大0.5倍, Y 方向最大最小0.3倍, Z 方向最大最小0.3倍绘制,网格尺寸控制在80 mm。



(a) 方案A表面网格



(b) 方案B表面网格

图6 方案A、B表面网格示意

Fig. 6 Surface mesh of Scheme A and Scheme B

2.2.2 不同桨臂间距的旋翼拉力大小

本文采用32 in $\times$ 11 in(812.8 mm $\times$ 279.4 mm)的旋翼桨叶,在悬停工况下对不同桨臂间距气动特性对旋翼拉力影响进行计算网格绘制,同样分为两种方案。其中旋翼转速的确定根据复合翼eVTOL飞行器垂起动力单元性能参数,满足飞机最大起飞重量旋翼转速为4 000 r/min,因此本文仿真旋翼转速以此转速为准,考虑到电机尺寸限制,每个方案工况均分为 $h=100$ 、90、80、70和60 mm,共5个工况进行电机臂间距 h 对旋翼拉力的影响的研究分析。

电机臂边界条件设置如图7所示,仿真计算域和旋转域采用圆柱形区域,中轴线与旋翼旋转轴共线,计算域入口和出口设置与上节单电机臂仿真设置相同,计算域底面直径 D 为40倍旋翼直

径 d 。

网格划分如图8所示,同样采用非结构化网格,边界层网格第一层高度为0.005 mm,满足表面网格 $Y^+ \approx 1$,法向增长率为1.2。对旋翼前后缘进行加密处理,以提高计算精度的同时加快计算速度。

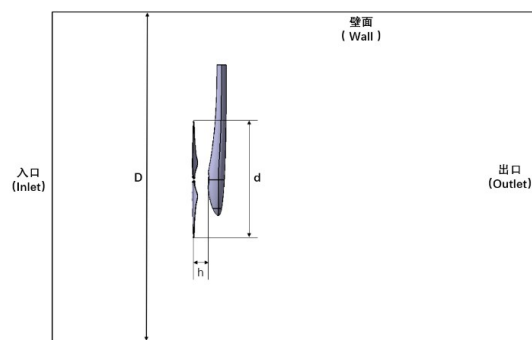
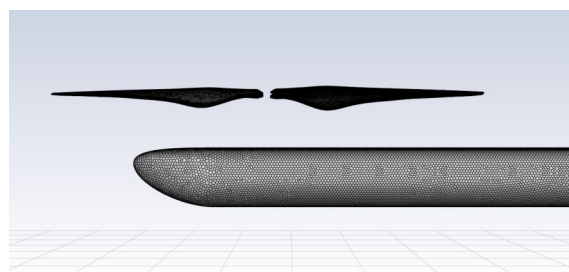
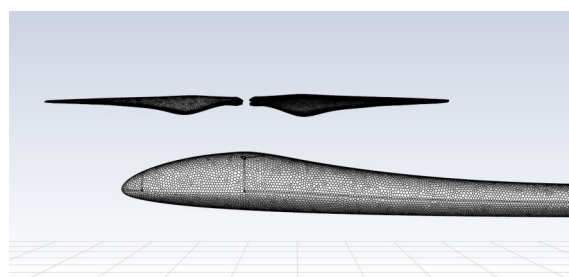


图7 电机臂边界条件设置

Fig. 7 Boundary condition settings of the motor arm



(a) 方案A表面网格



(b) 方案B表面网格

图8 两种方案的表面网格

Fig. 8 Surface meshes of the two schemes

2.2.3 网格无关性验证

根据前文旋翼转速定为4 000 r/min,桨臂间距设定为100 mm,以方案A未修形电机臂为例开展网格无关性验证。计算域与计算方法与上节设定参数相同,静止域网格数量不做修改,固定为195万网格,针对旋转域分别建立598万、653万、

834万、971万、1 189万共5套不同量级的网格,旋翼拉力、功率与网格数量之间的关系如表3所示。

表3 网格无关性验证表
Table 3 Grid independence verification table

网格数/万	拉力/kg	功率/kW
598	18.945	3.70
653	18.965	3.69
834	19.100	3.71
971	18.988	3.70
1 189	19.004	3.71

从表3可以看出:随着网格数量的增长,旋翼拉力、功率数据整体趋于稳定,取中间量级网格数834万网格计算结果为基准,598万网格、653万网格、971万网格、1189万网格旋翼拉力相对误差分别为0.812%、0.707%、0.586%、0.503%,相对误差均小于1%,四个数量级网格旋翼功率的相对误差也在1%之内,网格无关性验证数据可靠。

3 仿真结果与分析

3.1 两方案电机臂的升阻特性分析

本节根据前文定义的计算方法,在迎角 α 范围内分为8组工况对方案A、B两款电机臂进行升力、阻力、升阻比的计算分析,结果如图9~图11所示。

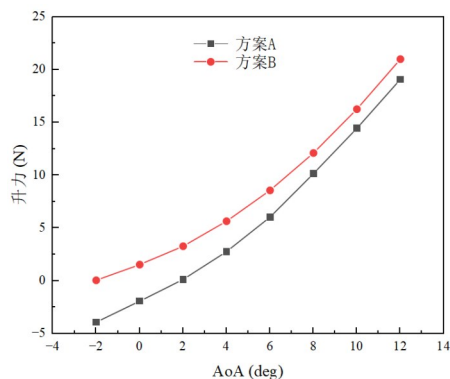


图9 方案A、B在不同迎角下的升力对比曲线
Fig. 9 Lift comparison curves of Scheme A and Scheme B at different angles of attack

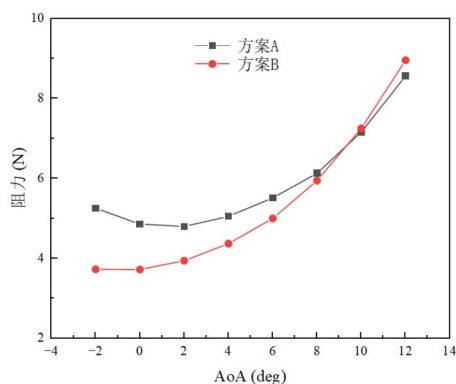


图10 方案A、B在不同迎角下的阻力对比曲线
Fig. 10 Drag comparison curves of Scheme A and Scheme B at different angles of attack

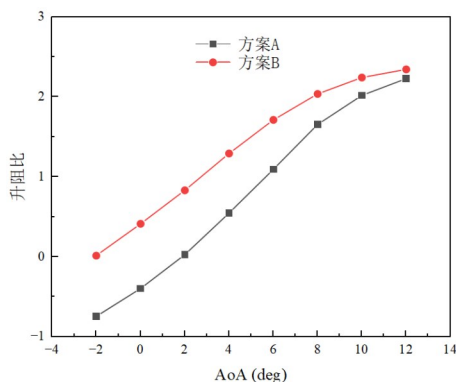


图11 方案A、B在不同迎角下的升阻特性变化
Fig. 11 Variation of lift-to-drag characteristics of Scheme A and Scheme B at different angles of attack

当低速飞行时,流经电机臂的实际气流并不是理想流,且本节研究单电机臂气动特性,排除了干扰阻力的影响,因此此飞行工况下电机臂会受到摩擦阻力、压差阻力和诱导阻力的影响。摩擦阻力,主要由附面层内气流与飞行器表面发生摩擦形成;压差阻力,主要由飞行中飞行器前后压差的存在而形成;诱导阻力,是伴随飞行器升力的产生而产生的。因此通过对电机臂修形处理使浸润面积降低,直接影响摩擦阻力,而电机臂外形形状不同,压差阻力也不同,并且通过修形的电机臂随着升力的提升还会受到诱导阻力的影响。

从图9~图11可以看出:方案A、B在相同来流速度,迎角 α 范围变化区间内,修形与不修形对电机臂的升阻特性有一定的影响。在全迎角范围内,修形后的方案B均保持正升力,且升力均大于方案A,当迎角 α 为 -2° 时方案A出现负升力,导致低迎角范围升力性能受限;电机臂作为关键结构

部件,其阻力特性将直接影响整机的阻力系数,由数据图可看出,方案A、B电机臂的阻力随迎角的增加整体呈上升趋势,但两方案在不同迎角段的表现差异显著,方案B在低迎角范围内的阻力显著低于方案A,但在中高迎角范围内($\geq 8^\circ$)与方案A较为接近,甚至迎角大于 10° 后的阻力比方案A的高,但方案B整体的阻力曲线相较于方案A更加平滑,表明方案B通过流线型修形使浸润面积大幅降低,从而直接降低摩擦阻力的影响,结合下文压力云图和摩擦阻力、压差阻力对比曲线,方案B通过修形减缓前端压力梯度,消除气流的强阻塞效应,从而降低了压差阻力;中高迎角范围内,由于迎角过大,方案B产生了显著的诱导阻力影响,但整体而言,方案B的阻力曲线过渡更为平滑,表明修形后其对气流流动分离的控制更加稳定;升阻比作为衡量飞行器升阻特性的关键指标,同样也适用于电机臂的气动特性分析,方案B在全迎角范围内均保持更高的升阻比,且均为正值,方案A在 2° 迎角一下的升阻比均为负值,表明其在迎角 α 区间内几乎没有有效的升阻贡献;参考复合翼eVTOL最佳巡航迎角区间(即升阻比最大区间),方案B整体升阻特性优于方案A,对整机的升阻特性有正向作用,并且其更适用于高速巡航的任务条件。

通过本文1.2节两种电机臂的参数数据得知,方案B款电机臂通过修形使浸润面积从 $473\,800\text{ mm}^2$ 降到 $294\,500\text{ mm}^2$,同比方案A降低了37.84%。方案A、B在不同迎角下的摩擦阻力变化如图12所示,可以看出:浸润面积的减小直接使方案B在全迎角下的摩擦阻力值均低于方案A,且降幅均稳定在25%左右。

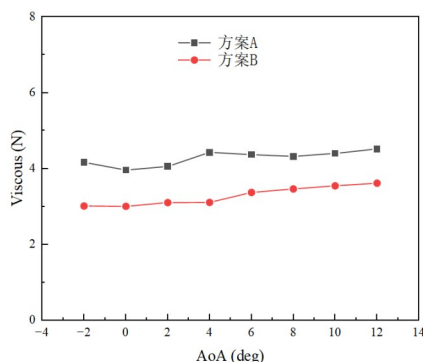


图12 方案A、B在不同迎角下的摩擦阻力变化
Fig. 12 Variation of viscous drag of Scheme A and Scheme B at different angles of attack

方案A、B在不同迎角下的压差阻力变化如图13所示,可以看出:在小迎角范围内方案B的压差

阻力低于方案A,而在中高迎角下,随着电机臂的升力提升,诱导阻力占较大影响,使得其阻力值显著提升,可由图根据图9~图10看出,导致方案B的压差阻力略高于方案A,但总阻力在中低迎角下优于方案A。

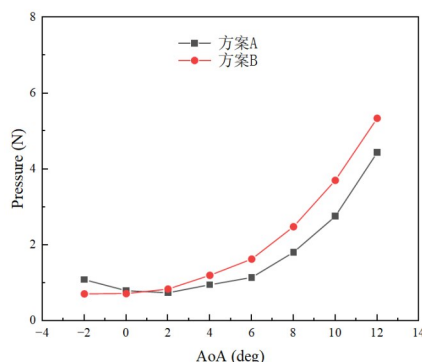
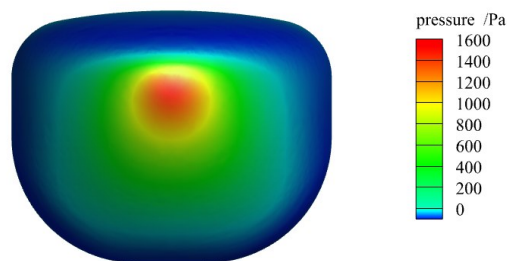


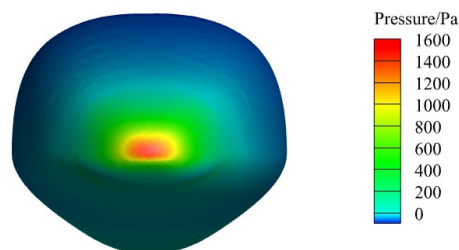
图13 方案A、B在不同迎角下的压差阻力变化
Fig. 13 Variation of pressure drag of Scheme A and Scheme B at different angles of attack

参考复合翼eVTOL飞行器巡航工况,以 4° 迎角为例,通过对比方案A、B两款电机臂的表面压力云图与压力流线云图。

方案A、B的表面压力云图如图14所示。



(a) 方案A电机臂表面压力云图

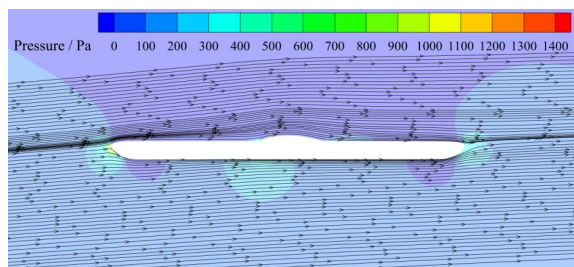


(b) 方案B电机臂表面压力云图

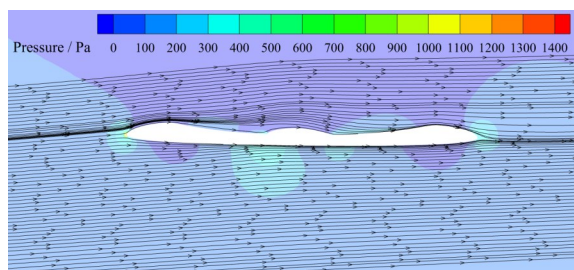
图14 方案A、B的表面压力云图
Fig. 14 Surface pressure contours of Scheme A and Scheme B

从图 14 可以看出:方案 A 电机臂由于其钝化的几何外形导致迎风面驻点高压区域显著扩大,气流动能大量在此转化为压力能,同时前段过渡至纵杆处产生了剧烈的压力梯度变化(即图中深蓝色低压区),极大增强了对来流的阻塞效应;相比之下,方案 B 通过流线型处理呈梭形,有效缩小了迎风面高压区面积,使压力梯度变化变得更为平缓,气流能够平滑地向两侧顺畅过渡,产生的有利压力梯度保持了自然层流,从而大幅度减弱来流在前端的阻塞效应,进而降低了电机臂前端受到的压差阻力。

方案 A、B 的压力流线图如图 15 所示,可以看出:两种方案的两款电机臂截面压力流线云图,方案 A 的钝化气动外形导致了其尾部流场气流出现流动分离,使得其末端形成了一个较大的低压尾流区,与前端的高压区产生压力差,形成了较大的压差阻力;而方案 B 通过气动修形,且其产生的尾流区相较于方案 A 明显缩小,极大减小了前后两端的压力差,前后两端梭形设计又避免了压差阻力的急剧反弹。气流流经电机臂时,方案 A 电机臂由于浸润面积较大,使得气流更易附着于表面,从而增大了其摩擦阻力,而方案 B 通过修形降低其浸润面积,极大程度降低了摩擦阻力的影响。



(a) 方案 A 电机臂截面压力流线云图



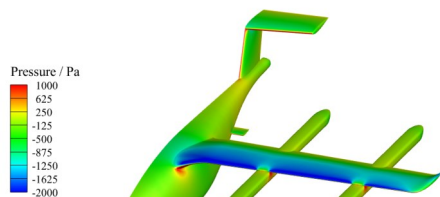
(b) 方案 B 电机臂截面压力流线云图

图 15 方案 A、B 的压力流线图

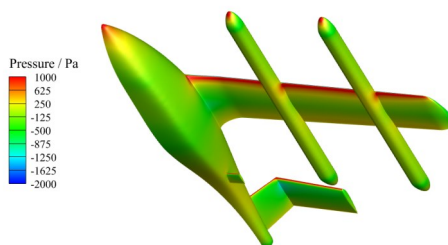
Fig. 15 Pressure streamlines of Scheme A and Scheme B

两方案 4° 迎角表面压力云图如图 16 所示,可以看出:方案 A 电机臂与机翼上表面连接区域压

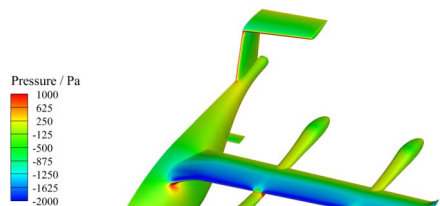
力变化的范围较大,并且连接区域由于流速减慢导致压强升高,破坏了机翼上表面原本的压力流场,使机翼损失了部分升力,反观方案 B 经过修形处理后,不仅使翼臂连接处高压区范围缩小,而且缩小了机翼上表面压力变化的范围,一定程度上改善了机翼的升力损失。



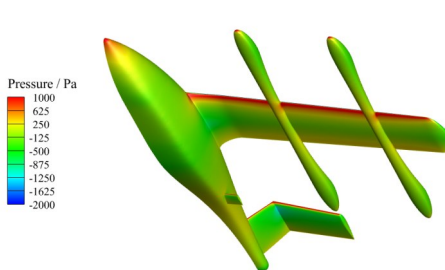
(a) 方案 A 上表面压力云图



(b) 方案 A 下表面压力云图



(c) 方案 B 上表面压力云图



(d) 方案 B 下表面压力云图

图 16 两方案 4° 迎角表面压力云图

Fig. 16 Surface pressure nephogram of configuration A and B at an angle of attack of 4°

因此,通过以上对电机臂气动特性的分析,方案B电机臂经过修形处理,不仅通过降低电机臂浸润面积使摩擦阻力大幅降低,而且尖头、尖尾和中部收窄设计产生的有利压力梯度不仅保证了自然层流还降低了来流的阻塞效应,从而在升阻特性上方案B更优于方案A。

3.2 不同桨臂间距的旋翼拉力大小分析

经仿真,单旋翼电机在此转速下的拉力为20.889 kg。本节根据前文定义的计算方法,在桨臂间距 h 范围内分为5组工况,得出旋翼拉力、电机臂拉力、输出功率、以及相较于单电机搭配旋翼的拉力损失等相关数据如表4~表5所示。

根据表4~表5数据,桨臂间距60 mm时地效带来的增升效果占据主导地位,使得两方案的旋翼拉力均达到最大值且此时旋翼拉力损失最小,但此时方案A电机臂受力为最大4.765 kg,是同工况下方案B的两倍多,由此可看出方案A由于其钝化的气动外形,且在地效影响下,下洗气流会发生严重的流动分离,从而在桨臂之间产生极大的气动反作用力,可由云图19直观看出;而由表5的数据,由于方案B浸润面积较小且有着流线型的气动外形,可有效引导气流顺畅通过机臂表面,减少下洗气流的流动分离,即使在地效影响下也能使臂受力稳定。

表4 方案A不同桨臂间距下旋翼拉力数据表

Table 4 Data table of rotor thrust for Scheme A under different propeller-arm spacings

桨臂间距 h/mm	拉力/kg	杆受力/kg	功率/kW	拉力损失/%
60	20.05	4.765	3.77	4.01
70	19.75	3.334	3.75	5.46
80	19.39	2.738	3.73	7.18
90	19.14	2.361	3.72	8.37
100	19.10	2.110	3.71	8.98

表5 方案B不同桨臂间距下旋翼拉力数据表

Table 5 Data table of rotor thrust for Scheme B under different propeller-arm spacings

桨臂间距 h/mm	拉力/kg	杆受力/kg	功率/kW	拉力损失/%
60	20.18	2.044	3.85	3.41
70	19.96	2.028	3.84	4.43
80	19.84	1.881	3.83	5.03
90	19.77	1.864	3.82	5.37
100	19.72	1.943	3.82	5.60

方案A、B旋翼拉力数据对比曲线如图17所示,可以看出:随着 h 的增加,旋翼产生的拉力均呈现下降趋势,这是由于旋翼与电机臂上表面产生地面效应,距离越近则诱导阻力越小,旋翼拉力越大,但在整个 h 区间内,方案B的旋翼产生的拉力均高于采用方案A旋翼产生的拉力,两种方案的拉力数据差值随 h 的增加而增加,相比之下方案A的下降趋势更为明显。

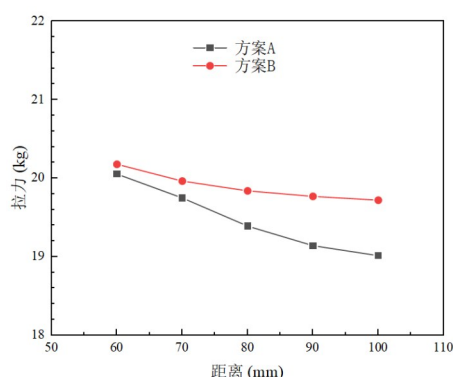


图17 方案A、B旋翼拉力数据对比曲线

Fig. 17 Comparison curves of rotor thrust data for Scheme A and Scheme B

方案A、B电机臂受力数据对比曲线如图18所示。

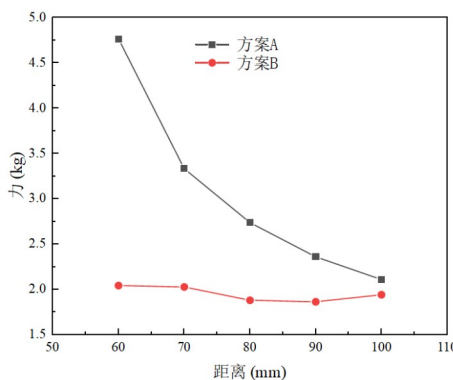


图18 方案A、B电机臂受力数据对比曲线

Fig. 18 Comparison curves of force data on the motor arms for Scheme A and Scheme B

从图18可以看出:随着 h 的增加,旋翼开始远离电机臂,方案A电机臂由于顶面投影面积较大,导致旋翼产生的高速下洗气流冲击电机臂顶面,距离越近则电机臂收到的反向力越大,随着旋翼的远离 h 增大,在60~70 mm段受力变化趋势较大。相较之下,方案B电机臂分流能力优于方案A电机臂,由数据曲线可看出方案B数据曲线整体先

下降后小幅度上升, h 区间内电机臂所受力均小于方案 A, 且 80~90 mm 段电机臂受力最小, 末端小幅度上升是由于下洗气流速度较快, 在此距离内气流分离效果较差, 导致高速下洗气流冲击电机臂面, 给电机臂施加了一个向下的压力。

对比两方案旋翼输出功率与力效数据曲线, 如图 19~图 20 所示, 可以看出: 虽然两方案的数据曲线均呈下降趋势, 于 $h=60$ mm 处功率和力效为最大值, 但在整个桨臂间距区间内, 方案 B 的输出功率数据曲线均大于方案 A, 且方案 B 的数据曲线更加平缓, 控制在 3.85 kW 左右, 相较之下方案 A 的数据变化量较大, 输出功率不够稳定; 在区间内, 方案 B 的力效均大于方案 A, 并且差值随桨臂间距的增加持续扩大, 方案 B 下降幅度较小, 在不同距离下的能量损耗小, 效率更加稳定。

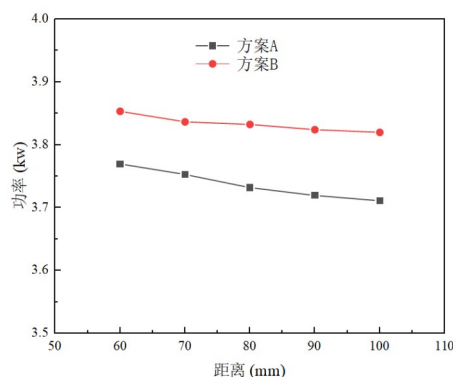


图 19 方案 A、B 的旋翼输出功率对比曲线
Fig. 19 Comparison curves of rotor output power for Scheme A and Scheme B

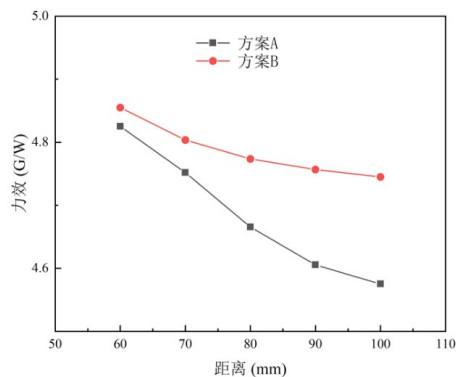
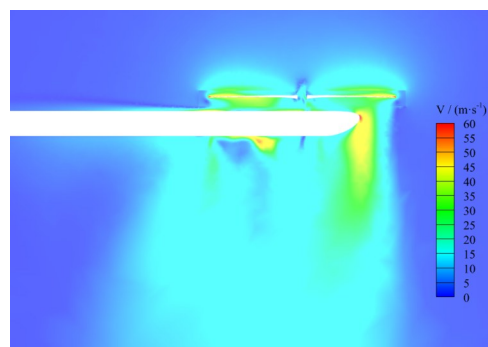


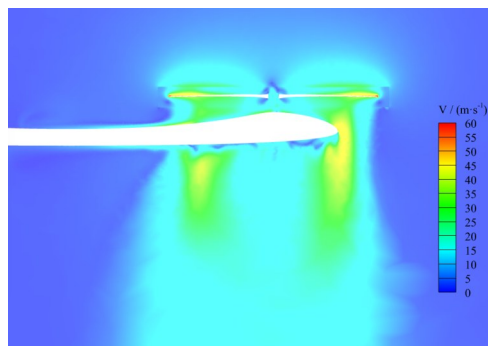
图 20 方案 A、B 的旋翼力效对比曲线
Fig. 20 Comparison curves of rotor force efficiency for Scheme A and Scheme B

对比两种方案电机臂在 $h=60$ mm 下的速度云图, 如图 21 所示, 可以看出: 方案 A 旋翼的下洗气流

流明显被电机臂阻塞, 破坏了下洗流场的均匀性和对称性, 由于方案 A 款电机臂存在钝化面, 使得气流经过旋翼加速后打在电机臂上壁面, 部分气流由于电机臂的阻塞而改变方向, 另一部分气流围绕电机臂壁面形成回流和涡旋, 尤其是内侧气流柱被电机臂隔断, 电机臂下方出现明显大尺寸涡旋, 形成速度亏损区, 增加了能量耗散速度, 从而降低方案 A 的旋翼拉力; 方案 B 款电机臂经过气动修形, 使得气流可以长时间附着在电机臂表面流动, 避免了大规模的气流分离, 涡旋尺寸较小, 能够更好的保持流动能量, 经过电机臂平滑地引导, 下洗气流经过电机臂后能够迅速恢复, 虽然仍存在部分气流由于壁面阻塞改变方向, 但整体下洗流场的主体结构相较于方案 A 更加均匀和对称, 使得能量高度集中, 减少旋翼的拉力损失。



(a) 方案 A 截面速度云图



(b) 方案 B 截面速度云图

图 21 方案 A、B 的截面速度云图
Fig. 21 Cross-sectional velocity contours of Scheme A and Scheme B

综上所述, 两种方案对比下, 方案 B 采用低阻力、流线型的气动外形设计, 能有效消除地效影响与气流流动分离的耦合干扰, 整体表现更优。

4 结 论

1) 基于飞行器巡航工况条件,对比分析方案A、B未修形与修形电机臂的升阻特性得出,随着迎角增加,修形电机臂外形整体性能更优,在迎角 $\alpha=4^\circ$ 时,修形电机臂的升力更高,同比增长104.05%、阻力更低,同比降低13.52%、升阻比同比增长135.95%;在悬停阶段同转速下,修形电机臂在整个 h 区间内拉力与输出功率均大于常规电机臂,旋翼拉力同比增长量极值为3.71%,输出功率同比增长量极值为2.93%。

2) 电机臂作为复合翼eVTOL飞行器的关键部件,根据本文方案A、B的仿真数据对比,通过对电机臂前后端与中部修形,不仅能有效缩小迎风面高压区面积,减弱气流在前端的阻塞效应,还可以通过减小电机臂浸润面积降低摩擦阻力的影响,改善翼臂连接处机翼上表面压力变化范围,减轻对机翼流场的干扰及机翼的升力损失。因此,通过对电机臂修形处理,能在一定程度上为整机减阻提供贡献。

3) 在不同桨臂间距下,通过对比分析方案A、B未修形与修形电机臂的仿真数据,发现在相同间距下,修形电机臂的旋翼拉力数据整体表现更优,且随 h 的增加其旋翼拉力下降趋势较为平缓,输出功率变化较稳定,并且通过修形处理能更好的控制旋翼下洗气流,气流经过修形面的平滑引导,减少了涡旋和回流的发生,减小旋翼拉力的损失。

结合本文研究内容,后续可对电机臂相关参数进行量化提取,使电机臂的修形处理更加规范,从而进一步提升电机臂的气动特性,为改善复合翼飞行器气动特性作出贡献。

参 考 文 献

- [1] 张晓兰,黄伟熔. 低空经济发展的全球态势、我国现状及促进策略[J]. 经济纵横, 2024(8): 53-62.
Zhang Xiaolan, Huang Weirong. Development of low-altitude economy: Global trend, China's current situation, and promotion measures[J]. Economic Review, 2024(8): 53-62. (in Chinese)
- [2] Fisler E. Comprehensive study and fundamental understanding of lithium sulfur batteries for eVTOL [D]. Maryland, USA: University of Maryland College Park, 2022.
- [3] 高杨. 美国垂直起降飞机研发趋势[J]. 中国科技纵横, 2020(24): 142-144.
- Gao Yang. Development trend of American VTOL aircraft [J]. China Science & Technology Overview, 2020(24): 142-144. (in Chinese)
- [4] 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)
- [5] 刘战合,周贺,王菁,等. 复合翼无人机电机臂气动特性影响及减阻优化[J/OL]. 航空工程进展, 1-11[2026-01-07]. <https://link.cnki.net/urlid/61.1479.V.20250701.1523.004>.
Liu Zhanhe, Zhou He, Wang Jing, et al. Aerodynamic characteristics impact and drag reduction optimization of motor arms in compound-wing UAVs[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 1-11[2026-01-07], <https://link.cnki.net/urlid/61.1479.V.20250701.1523.004>. (in Chinese)
- [6] Zanotti A, Menini L, Savino A, et al. Experimental investigation of wing-propeller aerodynamic interaction in eVTOL configurations [J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 152: 109348.
- [7] Hao J C, Li Y P. Aerodynamic analysis of the hybrid wing model for an agricultural unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2025, 2947(1): 012013.
- [8] 闫文辉,王雪晨,周军伟,等. 旋翼螺旋桨/机翼巡航状态气动干扰规律研究[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 290-297.
Yan Wenhui, Wang Xuechen, Zhou Junwei, et al. Aerodynamic interaction between rotor propeller and wing in cruise state[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2): 290-297. (in Chinese)
- [9] 邹汝平,陈韵,陈士超. 武装直升机与空地导弹系统兼容性分析[J]. 兵工学报, 2021, 42(12): 2531-2542.
Zou Ruping, Chen Yun, Chen Shichao. Comprehensive analysis for compatibility of armed helicopter and air-to-ground missile [J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(12): 2531-2542. (in Chinese)
- [10] 张天毅,徐国华,史勇杰,等. 基于运动嵌套网格的直升机旋翼/机身/平尾干扰流场模拟分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(3): 534-544.
Zhang Tianyi, Xu Guohua, Shi Yongjie, et al. Numerical simulation and analysis of helicopter rotor/fuselage/horizontal tail interaction based on moving-embedded grid[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(3): 534-544. (in Chinese)
- [11] 张飞,王云,谭钲. 复合式垂直起降固定翼无人机旋翼和机翼的干扰分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6):

- 810-816.
- Zhang Fei, Wang Yun, Tan Kun. Interference analysis of rotor and wing of compound vertical takeoff and landing fixed wing UAV[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2019, 10(6): 810-816. (in Chinese)
- [12] Granata D, Savino A, Grassi D, et al. Aerodynamic and aeroacoustics investigation of tandem propellers in hover for eVTOL configurations[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2024, 155: 109740.
- [13] 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 Yiyi, et al. Conceptual design of rotary wing and fixed wing compound VTOL aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(1): 179-192. (in Chinese)
- [14] 南昌航空大学. 一种动力冗余的复合翼垂直起降飞行器: CN202511206422.9[P]. 2025-11-18.
- Nanchang Hangkong University. A compound-wing VTOL aircraft with propulsion redundancy: CN202511206422.9 [P]. 2025-11-18. (in Chinese)
- [15] 熊俊辉, 陈新民, 俞浪, 等. 涵道风扇电推进系统关键技术探讨[J]. *推进技术*, 2023, 44(12): 2211008.
- Xiong Junhui, Chen Xinmin, Yu Lang, et al. Key technologies analysis of ducted fan electric propulsion system [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(12): 2211008. (in Chinese)
- [16] 李卓远, 杨旭东, 孙恺, 等. 分布式涵道风扇气动布局复杂强干扰效应及性能影响[J]. *航空学报*, 2025, 46(3): 130808.
- Li Zhuoyuan, Yang Xudong, Sun Kai, et al. Aerodynamic configuration of distributed ducted fan with complex strong interference effect and performance influence[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2025, 46(3): 130808. (in Chinese)
- [17] 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 VTOL UAV based on CFD method[J]. *Chinese Hydraulics & Pneumatics*, 2023, 47(4): 132-140. (in Chinese)
- [18] 曾宇, 汪洪波, 连城阅, 等. 两种SST湍流模型改进方法适用性分析[J]. *航空学报*, 2024, 45(增刊1): 730574.
- Zeng Yu, Wang Hongbo, Lian Chengyue, et al. Applicability analysis of two improved methods of SST turbulence model[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(S1): 730574. (in Chinese)
- [19] 李文浩, 饶彩燕, 段毅, 等. 多种SST湍流模型对典型分离流动的预测性能[J]. *空气动力学学报*, 2026, 44(2): 125-136.
- Li Wenhao, Rao Caiyan, Duan Yi, et al. Performance of various SST models in predicting typical separated flows [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2026, 44(2): 125-136. (in Chinese)

(编辑:马文静)