

doi:10.19562/j.chinasae.qcgc.2025.11.005

复合翼构型电动垂直起降飞行器气动特性数值研究

周 铨^{1,2}, 贾 青¹, 夏 超¹, 莫 初¹, 韦欢夏¹, 张英朝², 胡强强³, 杨志刚^{1,3}(1. 同济大学汽车学院, 上海 201804; 2. 吉林大学, 汽车底盘集成与仿生全国重点实验室, 长春 130025;
3. 中国商用飞机有限责任公司北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211)

[摘要] 本研究建立了适用于不同构型电动垂直起降(electric vertical take-off and landing, eVTOL)飞行器的简化气动模型, 并采用增强延迟分离涡模拟方法, 对不同构型eVTOL在起飞、降落、巡航和爬升等典型飞行阶段的气动特性进行了数值仿真。结果表明, 起飞阶段复合翼构型的升阻比约为多旋翼构型的1/3, 降落阶段两者相近。巡航阶段复合翼构型的升阻比相较于固定翼构型低20.52%, 爬升阶段低17.14%。综合比较可知, 复合翼构型在起飞阶段逊色于多旋翼构型, 降落阶段略优, 而在巡航和爬升阶段表现均不及固定翼构型。研究结果为eVTOL的构型方案选择与气动性能优化提供了科学参考与工程依据。

关键词:eVTOL; 计算流体力学; 空气动力学; 飞行阶段

Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of Electric Vertical Take-off and Landing Aircraft with Lift-and-Cruise Configuration

Zhou Quan^{1,2}, Jia Qing¹, Xia Chao¹, Mo Reng¹, Wei Huanxia¹, Zhang Yingchao²,
Hu Qiangqiang³ & Yang Zhigang^{1,3}

1. School of Automotive Studies, Tongji University, Shanghai 201804; 2. Jilin University, National Key Laboratory of Automotive Chassis Integration and Bionics, Changchun 130025; 3. COMAC Beijing Aircraft Technology Research Institute, Beijing 102211

[Abstract] In this study a simplified aerodynamic model applicable to various electric vertical take-off and landing (eVTOL) configurations is established and the improved delayed detached-eddy simulation method is used to numerically simulate the aerodynamic characteristics of different eVTOL configurations during typical flight phases, including take-off, landing, cruise, and climb. The results show that the lift-to-drag ratio of the lift-and-cruise configuration during take-off is approximately one-third that of the multi-rotor configuration, while the two are comparable during landing. During the cruise phase, the lift-to-drag ratio of the lift-and-cruise configuration is 20.52% lower than that of the fixed-wing configuration, and 17.14% lower during the climb phase. Overall, the lift-and-cruise configuration is inferior to the multi-rotor configuration during take-off, slightly outperforms it during landing, and falls short of the fixed-wing configuration in both cruise and climb phases. The findings provide scientific guidance and an engineering basis for eVTOL configuration selection and aerodynamic performance optimization.

Keywords: eVTOL; computational fluid dynamics; aerodynamics; flight phases

前言

电动垂直起降(electric vertical take-off and landing, eVTOL)飞行器是指通过电机驱动的具有垂直起降能力的飞行器。随着城市空中交通^[1]的快

速发展, eVTOL已成为当前低空飞行器领域研究与应用的热点^[2]。基于不同的结构和推进形式, eVTOL可分为不同构型^[3]。不同构型eVTOL具有各自的优势和劣势, 因此研究对比不同飞行阶段下不同构型eVTOL的飞行表现具有重要意义。

已有研究从多个角度对比了不同构型eVTOL

原稿收到日期为2025年06月19日, 修改稿收到日期为2025年09月25日。

通信作者: 韦欢夏, 工程师, 硕士, E-mail: huanxia.wei@u.nus.edu; 张英朝, 教授, 博士, E-mail: yingchao@jlu.edu.cn。

的优缺点。Kadhiresan 等^[4]根据不同任务要求下的各构型最低可行总质量确定出最佳构型。结果表明,多旋翼构型适合低速短距离飞行任务,矢量推力构型适合高速长距离飞行任务。相较而言,复合翼构型可作为一种折衷方案。Bacchini 等^[5]选取了 3 种代表性的 eVTOL,通过计算它们在城市、郊区和远程飞行任务中所需的时间和能量来评估 eVTOL 的性能。结果表明,在 100 km 远程飞行任务中,矢量推力构型由于具有更高的巡航效率,航程更远,航速更高,而多旋翼构型由于航程过短无法完成任务;在 30 km 市郊飞行任务中,三者表现相近;在 7 km 城市飞行任务中,多旋翼构型因其最高的悬停效率消耗能量最少。复合翼构型的性能则位于另两者之间。Moller 等^[6]针对 4 款不同构型的垂直起降个人空中交通工具展开性能评估,分析了其速度、航程、载质量、能耗等各项核心指标。研究发现,倾转旋翼构型在航程和能源效率上表现最优,但对电池能量密度要求较高;多旋翼构型因升阻比较低、巡航效率有限,其航程较短;复合翼构型通过分离升力与巡航推进系统,在垂直起降与巡航效率之间取得平衡。

eVTOL 构型气动特性的另一研究关注点为部件之间的相互作用。许多学者对此进行研究,为 eVTOL 气动特性的优化提供了参考。Veldhuis 等^[7]使用了涡格-叶素法和雷诺平均方法,研究了螺旋桨与机翼之间的气动干扰现象。研究发现,螺旋桨的旋转方向和垂直位置对气动性能有显著影响,其中内侧向上旋转能够提高升阻比,较高的螺旋桨位置使升力系数增加,但阻力系数也同时上升。Zhang 等^[8]采用 $k-\omega$ SST 湍流模型,通过求解非定常雷诺平均纳维-斯托克斯方程,研究了 eVTOL 在巡航状态下冗余螺旋桨的气动性能。研究包括顺桨状态和风车状态的冗余螺旋桨的性能,考虑了顺桨角度以及风车螺旋桨的多种转速和俯仰角等参数。研究发现,顺桨角度对整体气动载荷有显著影响,最高能够使整体升力降低 25%,阻力增加 70%。处于风车状态的螺旋桨在理想情况下能够提取所需巡航功率的 50% 的风能,但整体阻力增加了近 1 倍。Li 等^[9]采用延迟分离涡模拟方法,对悬停状态下的六旋翼飞行器进行了数值研究,重点分析了飞行器不同组件之间的气动相互作用,比较了整个飞行器、带有连接臂的旋翼、仅 6 个旋翼以及 1 个孤立旋翼 4 种不同布置形式的模拟结果。研究发现,多个旋翼的紧密布置会导致推力波动,并使平均推力略有下降,旋翼-旋翼相互作用会使尾迹几何形状向飞行器中心收缩,

而机身的存在使总推力略微降低。Bacchini 等^[10]通过对配备螺旋桨折叠回收系统的复合翼构型 eVTOL 进行风洞试验,量化了在巡航时起降螺旋桨的阻力贡献及其对飞行器性能的影响。结果表明,收回起降升力螺旋桨可使寄生阻力减少 38%,同航程下的巡航速度可以提高 21%,同飞行速度下的航程可以提高 13%。本文同样关注部件间相互作用,以及部件对整体气动表现的影响。

另一方面,简化标准模型(标模)是空气动力学中的重要研究工具。它通过提供定义明确的几何形状,确保了研究结果的可比性,并且能够更清晰地分析研究对象在特定条件下的流动特征。目前只有少数机构针对 eVTOL 建立了简化模型。NASA 分别针对多旋翼、并排直升机及复合翼构型建立了简化模型^[11],但这些模型之间彼此独立,缺乏统一的关联性。Uber Elevate 建立了名为 eCRM 的 eVTOL 通用参考模型^[12],旨在为其分析软件提供基准测试模型,但同样不具备跨构型的几何一致性。因此,现有 eVTOL 标模难以适用于构型对比研究。

综上,已有的关于 eVTOL 构型的研究多基于理论推导和数学建模,关注点大多为动力匹配特性,如航程、载质量、消耗的时间和能量等。基于此,有必要从空气动力学角度研究多种构型 eVTOL 在不同阶段下的气动特性,分析和对比复合翼构型 eVTOL 相较于其他构型的优缺点。此外,现有的 eVTOL 空气动力学研究模型仍过于复杂,未能充分体现简化性,不利于分析并得出具有普适性的空气动力学结论。

基于上述不足,本文首先构建了复合翼构型、固定翼构型和多旋翼构型的模块化 eVTOL 简化模型。采用增强延迟分离涡模拟(improved delayed detached-eddy simulation, IDDES)方法开展数值模拟研究,通过对对比旋翼数值仿真结果及其台架实验结果以确保数值可靠性。基于该组模型和数值方法,对复合翼与多旋翼构型 eVTOL 的起飞和降落阶段进行整机数值仿真;进而对复合翼与固定翼构型 eVTOL 的巡航及爬升阶段实施整机数值仿真。最后,通过对仿真结果的空气动力学特性和流场结构进行构型间对比分析,总结并得出相关结论。

1 简化模型构建

1.1 通用组件

该 eVTOL 标模设计中,通用组件包括机身几何

与旋翼。为了保证后续构型对比研究的严谨性,3种构型整机模型的设计均基于同一基础机身。该机身由头部、中部和尾部3部分组成(图1),能够综合反映各个构型eVTOL的主要流动特征。其中,头部的曲面设计参考了Ahmed模型^[13],中部为长方体,尾部为向后上方收缩的棱台。此外,参考Ahmed模型在基础机身底部加装了3个圆柱体支脚,以类比eVTOL起落架的气动扰动特性。该机身的几何尺寸综合参考了不同构型的典型商业化eVTOL,取总长 $L=4.5\text{ m}$,宽度 $W=1.5\text{ m}$,高度 $H=1\text{ m}$,取机头、机身和机尾长度均为 1.5 m ,各个支脚的底面到基础机身中部的底面距离 h 为 0.2 m 。升力旋翼选用T-Motor公司生产的 $62''\times 24''\text{ CF}$ 垂直起降桨叶,额定拉力约为 100 kgf 。其桨径为 1.57 m ,螺距为 0.61 m (图2)。

1.2 构型设计

通过以不同形式组合通用组件和构型特有组

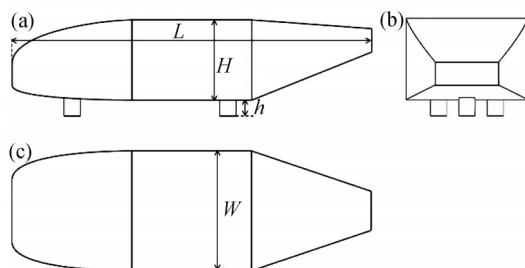


图1 类 Ahmed 体基础机身几何模型:(a) 正视图;(b) 侧视图;(c) 俯视图

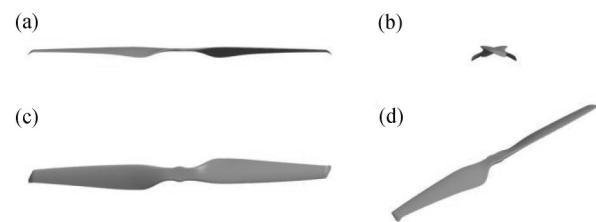


图2 T-Motor $62''\times 24''\text{ CF}$ 旋翼几何模型:(a) 正视图;(b) 侧视图;(c) 俯视图;(d) 轴测视图

件,构建了3种构型的通用气动简化标模。其中,固定翼构型的模型由通用机身、机翼以及两个尾部的推力旋翼组成,如图3(a)所示。本研究的机翼选用了对称翼型NACA2412,其展长设计为 7 m ,并采用了矩形机翼结构。为了增加升力并保持良好的气动性能,基于1组额外的CFD仿真分析与验证,将机翼的翼型尺寸等比例放大至原基准尺寸的1.5倍,并保持展长不变,以确保其可提供足够的升力。经过放大后,机翼的翼型弦长为 1.2 m ,展弦比为 5.83 ,翼面积为 8.4 m^2 。飞行器的最大起飞质量为 700 kg ,有效载荷为 180 kg ,最大巡航速度为 300 km/h ,航程为 200 km 。如图3(b)所示,复合翼构型标准模型是在固定翼构型的基础上,增加了旋翼支架结构以及升力旋翼,以增强eVTOL的机动性和升力。最后,图3(c)展示了多旋翼构型的组装模型。该构型的简化模型由通用机身、旋翼支架以及8个升力旋翼组成。

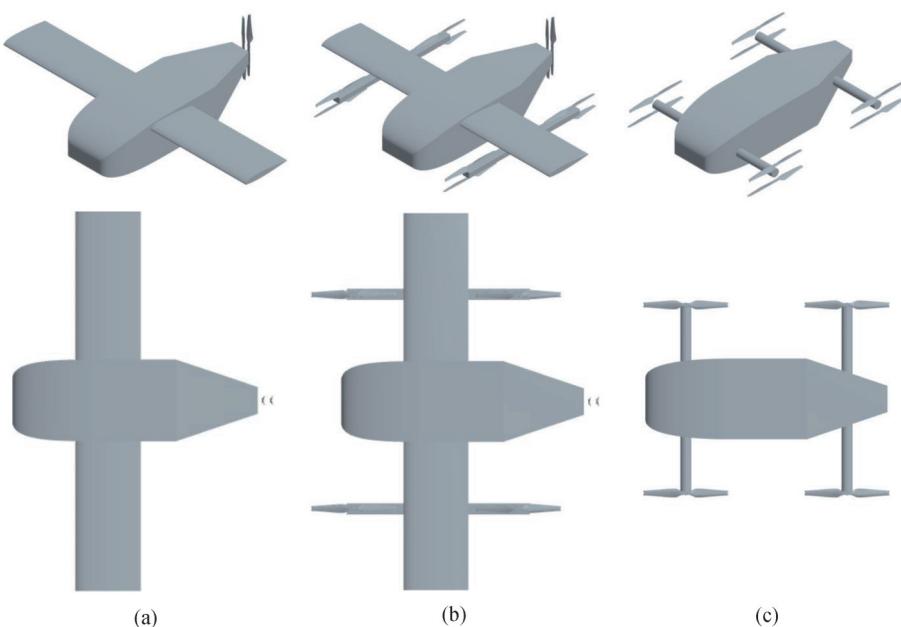


图3 多构型eVTOL模块化简化模型:(a) 固定翼构型;(b) 复合翼构型;(c) 多旋翼构型

2 数值模拟

2.1 数值方法与验证

为了以较高保真度对多构型eVTOL的气动特性进行仿真,本研究采用IDDES方法进行气动仿真。它结合了雷诺平均模拟和大涡模拟的优点,较好地平衡了数值仿真精度和计算资源消耗。其完整数值方法可参考文献[14]。对于流场中的旋翼旋转运动,采用刚体运动(rigid body motion, RBM)方法,通过每个时间步更新滑移网格交界面的形式在包含固壁面的旋转域和背景域之间进行流场信息插值交换。

为了验证所选数值方法的合理性和可靠性,使用该湍流模型对单一旋翼在可压缩和不可压缩条件下分别进行不同转速的仿真,并将拉力和转矩仿真值与实验值对比。计算域和边界设置如图4(a)所示。其中,计算域由背景静止域和旋翼所在的RBM旋转域构成。选取eVTOL模型机身宽度W为参考长度, $W=1.5\text{ m}$ 。背景域尺寸为 $6W\times 6W\times 8W$ (长×宽×高),旋转域圆柱体的直径为 $1.2W$,厚度为 $0.13W$ 。旋翼中心距背景域上边界 $2.67W$,距背景域下边界 $5.33W$ 。

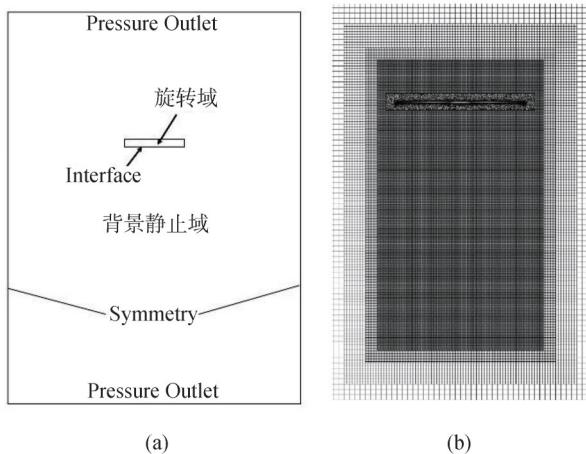


图4 单一旋翼CFD仿真设置:(a) 计算域和边界条件;(b) 中截面网格(部分)

旋转域与背景域分别采用多面体网格和切割体网格,并在翼面近壁面使用棱柱层网格细化边界层,在旋翼上方0.5至下方3 m的区域划分出圆柱体尾流加密区。中截面网格见图4(b)。划分得到背景域网格数量约2 300万,旋转域网格数量约200万,

网格总量约2 500万。网格划分策略由一系列基于拉力和转矩的网格无关性检验得到,由于篇幅原因在此不进行详述。在后续eVTOL数值仿真中,旋翼附近网格划分策略与此处始终保持一致。

如图5所示,仿真结果表明当转速低于2 000 r/min时,可压缩流和不可压缩流的仿真结果与实验数据均较为吻合。然而,在较高转速下,两者的仿真结果均表现出低于实验值的趋势。相比之下,可压缩流动求解器的误差更小,在常见转速区间内拉力误差小于6%,在可接受范围内。因此,后续仿真均使用基于IDDES模型的可压缩求解方法,保证了足够的数值精度和工程可信度。

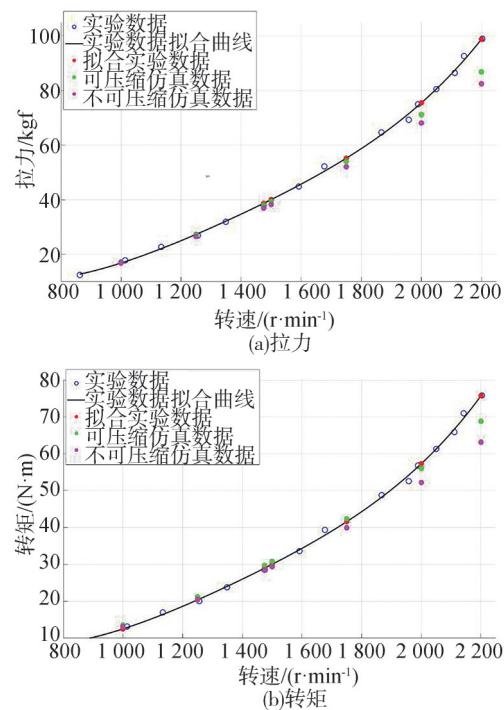


图5 可压缩和不可压缩流动求解时的仿真结果与实验值比对验证

2.2 计算域和边界条件

如图6(a)所示,在起降阶段的仿真计算中,复合翼构型的计算域由长方体形背景静止域和10个包含旋翼固壁面的圆柱体形RBM旋转运动域构成,其中8个升力旋翼的旋转域随旋翼一起旋转,尾部的2个推力旋翼的旋转域静止且不激活网格界面连接性更新;多旋翼构型的计算域由长方体形背景静止域和8个圆柱体形旋转运动域构成。边界条件指定如下:起飞时,飞行器上方边界为速度入口($U_\infty = 5.5\text{ m/s}$),下方为压力出口($p = 0$),降落时二者互

换。背景域4个侧面边界为对称面,飞行器所有部件表面为壁面。背景域尺寸为 $34W \times 28W \times 39W$ (长×宽×高),阻塞比为0.64%。起飞时的入口与机身上表面的距离为 $9.33W$,出口与机身下表面的距离为 $29W$ 。

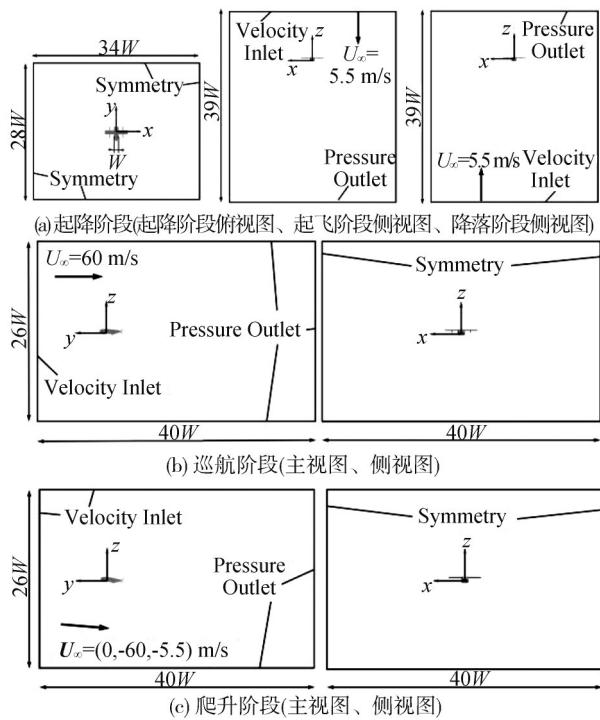


图6 计算域与边界条件

在巡航阶段的仿真计算中,计算域与边界条件如图6(b)所示。计算域由长方体状背景静止域和尾桨的2个圆柱形RBM旋转运动域构成。边界条件指定如下:飞行器前方边界为速度入口($U_z = 60$ m/s,方向沿y轴负方向),上、下和后方的边界均为压力出口,eVTOL左侧和右侧的边界设为对称面,飞行器所有部件表面设置为壁面。背景域尺寸为 $40W \times 40W \times 26W$ (长×宽×高),模型阻塞比约为0.13%。来流入口与机身后端的距离为 $9.1W$,尾部出口与机身后端的距离为 $27.9W$,飞行器仰角为 5° 。在巡航和爬升阶段的仿真中,较长的计算域尾部距离保证了eVTOL在仿真过程中尾流能够得到充分发展和耗散。

在爬升阶段的仿真计算中,计算域与巡航阶段的计算域基本相同,如图6(c)所示。不同的是由于复合翼构型所有旋翼均处于旋转状态,所以其计算域含10个旋转域;固定翼构型只有尾桨旋转,因此仅含2个旋转域。对于边界条件,eVTOL上方的边界改为速度入口,所有速度入口的速度均为 $U_z = (0, -60)$,

-5.5 m/s。在本阶段,飞行器仰角为 10.25° 。

2.3 网格划分策略

与前述的旋翼数值验证一致,RBM旋转域采用多面体网格,背景域采用切割体网格。近壁面边界层采用棱柱层网格,并对起降阶段的下洗流区采用体控制进行了加密处理。对于具有航向来流速度的巡航和爬升阶段,同样对尾流区域网格进行了加密。具体网格参数见表1,划分得到各飞行阶段仿真的各构型网格数量见表2。划分得到的部分面网格分布与体网格截面见图7。

表1 网格参数

网格尺寸	数值	参数	数值
背景域	64~1 024 mm	背景域棱柱层数	15
圆柱加密区	64 mm	背景域棱柱层厚度	7 mm
旋翼翼面	0.2~30 mm	旋转域棱柱层数	10
机身表面	0.5~32 mm	旋转域棱柱总厚度	3 mm

表2 网格数量

飞行阶段	构型	旋转域/万	背景域/万	合计/万
起降	复合翼	1 712	2 486	4 198
	多旋翼	1 363	1 447	2 810
巡航	复合翼	208	3 933	4 141
	固定翼	208	2 309	2 517
爬升	复合翼	1 670	3 675	5 345
	固定翼	208	2 374	2 582

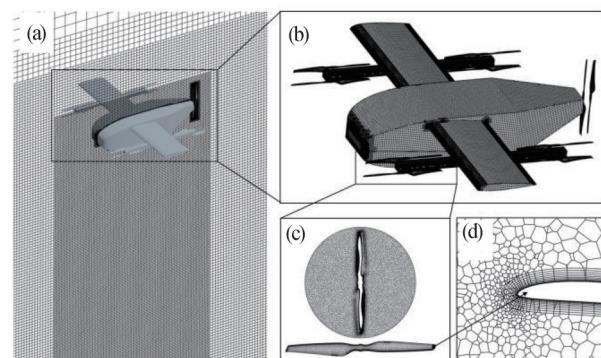


图7 网格分布(以起降阶段为例):(a) 计算域纵截面体网格分布;(b) 整机面网格;(c) 旋转域体网格和旋翼面网格;(d) 翼尖棱柱层网格

为保证仿真的数值精度和可靠性,上述网格划分策略是由一系列网格无关性验证得到的。其中,针对复合翼构型的起飞阶段共划分了3种不同疏密程度的网格。稀疏网格、中等网格和紧密

网格的体网格数量分别约为2 257万、4 529万和5 900万。图8展示了采用上述网格,对复合翼构型在1 650 r/min转速下起飞时,竖直方向平均气动力系数的仿真结果。结果表明,与密集网格相比,稀疏网格的结果偏差较大,为6.8%;中等网格的结果偏差较小,为0.6%,满足仿真精度要求。为兼顾计算速度和数值精度,整机仿真使用中等密度网格策略。

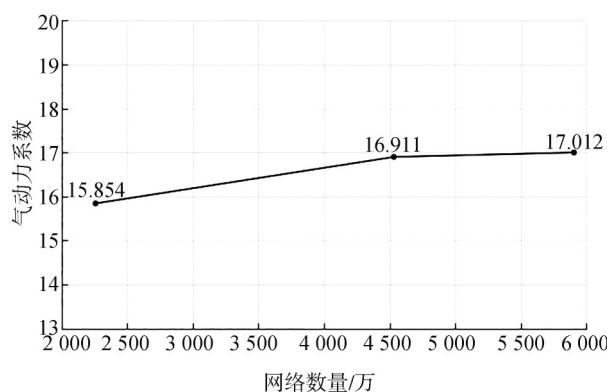


图8 3种不同疏密程度网格仿真的平均气动力系数

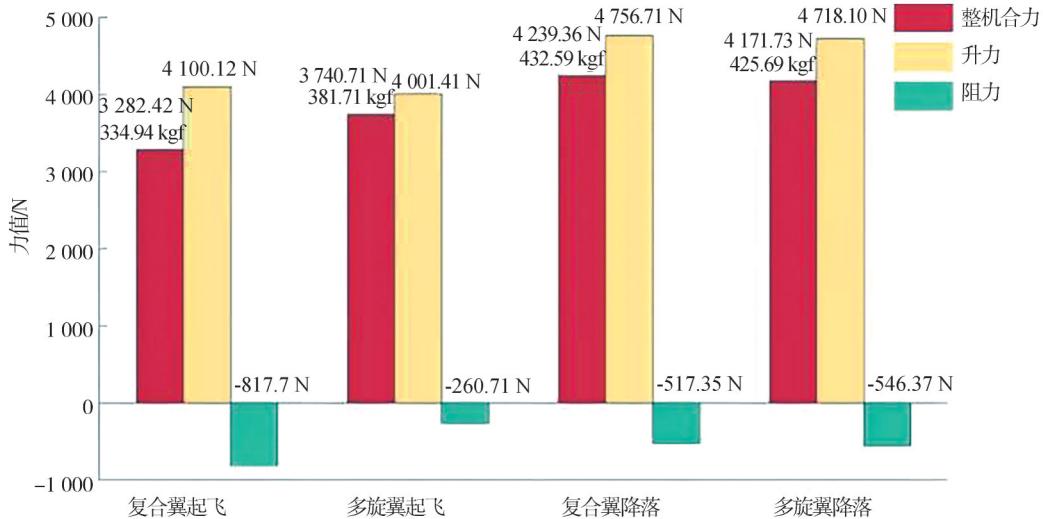


图9 各构型在起降阶段的整体合力、升力和阻力

从起飞到降落阶段,两构型的升力增幅相近,但阻力变化趋势相反(图9)。其中,对于复合翼构型,其机翼阻力下降了80.07%,机身阻力下降了47.81%(图10),使其总阻力下降了68.12%;对于多旋翼构型,其机身阻力是原来的3.9倍,使其总阻力变为原来的2.1倍。上述升阻力变化使得二者升阻比接近,复合翼构型甚至略优(图11)。以上阻力发生显著变化的原因将在3.2节中进行讨论。

3 结果与讨论

3.1 气动力对比

3.1.1 起降阶段

取计算结束前旋翼旋转5圈时间中飞行器各个部件垂向受力的时均值进行研究。各个构型在各个飞行阶段整体受力值、各部件阻力值和升阻比分别见图9~图11。图9中,整机合力指整个eVTOL受到的竖直方向合力,以竖直向上为正方向。升力被定义为升力旋翼受到的竖直方向力,以竖直向上为正方向。阻力被定义为整机除去升力旋翼外的其他部件受到的竖直方向力,以竖直向下为正方向。图10中,各部件的阻力方向均为竖直向下。

起飞阶段(图9),复合翼构型的升力和多旋翼构型相近,但阻力为后者的3.1倍。由图10可知,该差异主要源于复合翼构型中机翼的附加阻力(占总阻力的32.78%),同时其旋翼支架与机身的阻力也显著高于多旋翼构型。较大的总阻力使得复合翼构型的升阻比仅为多旋翼构型的约1/3(图11)。

3.1.2 巡航阶段

取计算结束前旋翼旋转2圈时间中飞行器各个部件垂向和水平受力的时均值进行巡航和爬升阶段的气动力研究。各部件升力和阻力贡献见图12。结果表明,对于升力,尽管复合翼构型的机翼升力比固定翼低114.16 N,但其顺桨的升力旋翼额外提供了114.22 N升力,予以补偿。此机翼升力差异可能是由复合翼构型升力系统对机翼的干扰所致。整体

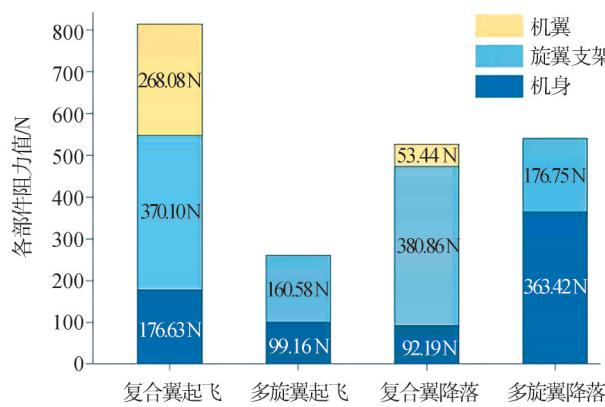


图 10 各构型在起降阶段的不同主要部件阻力贡献

而言,复合翼构型的整机升力略大于固定翼构型。对于阻力,由于复合翼构型的升力旋翼和旋翼支架产生了 196.12 N 的额外阻力(占总阻力的 18.9%),而其

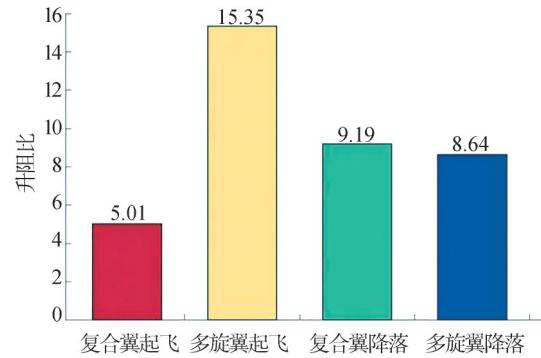


图 11 各构型在起降阶段的升阻比

他部件阻力相近,使其总阻力比固定翼构型大 26.35%。计算得出复合翼构型的整机升阻比为 7.01,固定翼构型的整机升阻比为 8.82,低 20.52%,因此复合翼构型 eVTOL 的巡航效率低于固定翼构型。

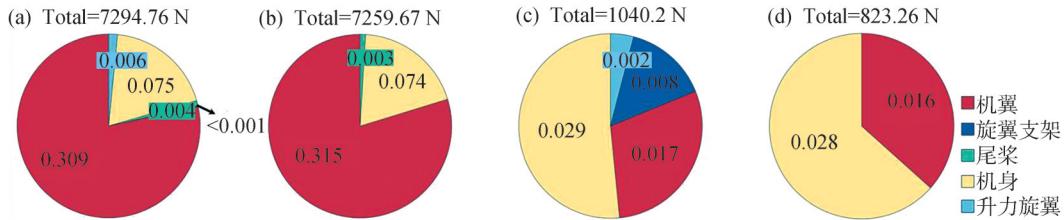


图 12 巡航阶段两种构型各部件的升阻力系数:(a) 复合翼构型各部件升力系数;(b) 固定翼构型各部件升力系数;(c) 复合翼构型各部件阻力系数;(d) 固定翼构型各部件阻力系数

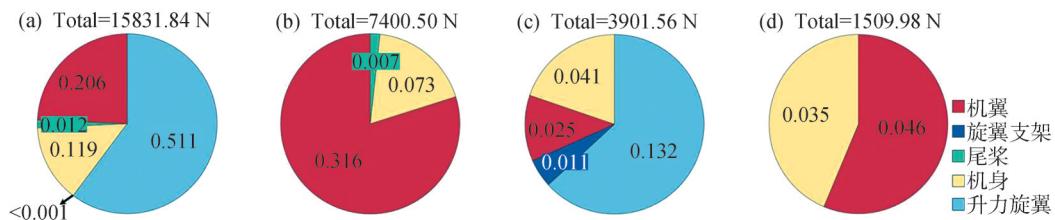


图 13 爬升阶段两种构型各部件的升阻力系数:(a) 复合翼构型各部件升力系数;(b) 固定翼构型各部件升力系数;(c) 复合翼构型各部件阻力系数;(d) 固定翼构型各部件阻力系数

3.1.3 爬升阶段

爬升阶段的各部件升阻力贡献见图 13,结果表明,复合翼构型机翼升力比固定翼构型少了 34.8%,但升力旋翼提供了大量升力,故整机升力是固定翼构型的 2.1 倍。其中,造成其机翼升力差异的原因可能与巡航阶段类似。对于阻力,复合翼构型的升力旋翼产生了大量阻力,占其总阻力的 63.2%,使得其整机阻力为固定翼构型的 2.58 倍。计算得出复合翼构型的整机升阻比为 4.06,固定翼构型的整机升阻比为 4.90,低 17.14%。因此复合翼构型 eVTOL

的整体爬升效率低于固定翼构型。

3.2 流场结构对比

3.2.1 起降阶段

选择旋翼恰好旋转 30 圈时的瞬态流场结果进行后续讨论。复合翼和多旋翼构型起飞阶段下洗流涡结构见图 14(a)和图 14(b)。两构型主要涡结构均由旋翼翼尖涡、次生涡和耗散区的混合破碎涡组成。桨尖处气流因压力差和旋转运动形成螺旋形涡管,即翼尖涡。在翼尖涡和次生涡中间存在一段空白区域,原因在于翼尖涡在形成后不久耗散,而下洗

主流区域和势流区之间的剪切层尚未获得足够动量形成次生涡。对比两构型,复合翼构型从机翼翼尖和翼根脱落的涡结构与旋翼下洗流发生相互作用,使其更早失稳,进而使机身下方涡结构分布更加复杂、更早完全耗散。

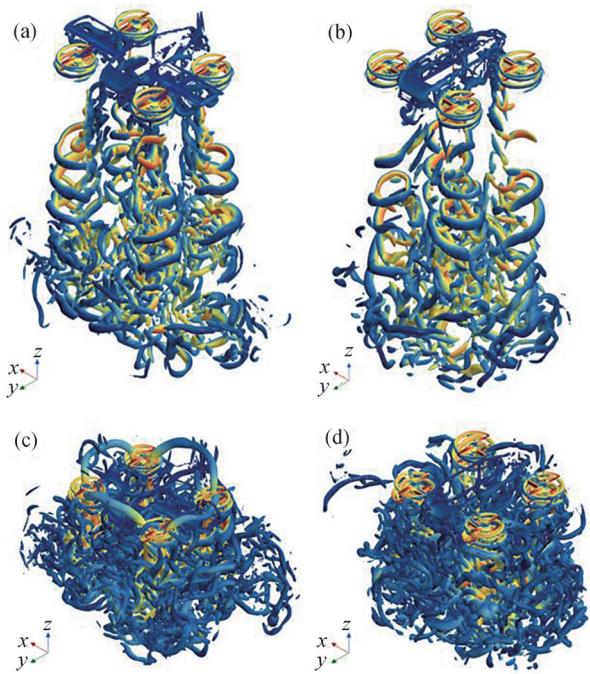


图14 流场涡结构($Q = 1000 \text{ s}^{-2}$):(a)复合翼构型起飞阶段;(b)多旋翼构型起飞阶段;(c)复合翼构型降落阶段;(d)多旋翼构型降落阶段

图14(c)和图14(d)展示了降落阶段复合翼构型和多旋翼构型eVTOL的下洗流涡结构。两构型的机身四周被强混合、高混沌的破碎涡管包围,难以辨认涡主导结构。值得注意的是,复合翼构型eVTOL相邻旋翼间存在涡条结构,而该现象在多旋翼构型中并未出现。此现象可能与旋翼旋向密切相关,在本仿真中,位置靠上的4个旋翼均为顺时针旋转,靠下的均为逆时针旋转(自上而下观察)。这还可能与空气-机翼、空气-机身和空气-旋翼的相互作用有关,且机翼在此现象的形成中起到了重要作用。

为了更好地进行对比,选取了经过一侧两组旋翼轴心的竖直截面进行研究。起降阶段复合翼构型和多旋翼构型该截面的速度线积分卷积(line integral convolution, LIC)云图和压力云图见图15和图16。可以看出,起飞时的旋翼下洗流与远处来流的剪切作用相比降落阶段更弱,因此下洗流发展更长。起飞时的下洗流基本可以分为稳定发展区、波

动失稳区和流动混合区。其中,复合翼构型机翼下方存在一对涡对,即前文提到的机翼脱落涡,使其下洗流更早失稳。降落时的下洗流几乎均未稳定发展就失稳耗散,高速区域范围远小于起飞阶段。对于压力云图,起飞阶段下洗流区呈现高低压交替脱落,且多旋翼流场更为有序,而降落阶段几乎全部为低压区域。

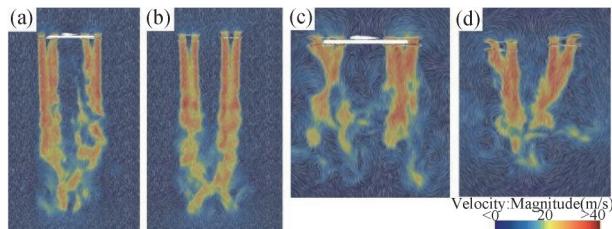


图15 速度LIC云图:(a)复合翼构型起飞阶段;(b)多旋翼构型起飞阶段;(c)复合翼构型降落阶段;(d)多旋翼构型降落阶段

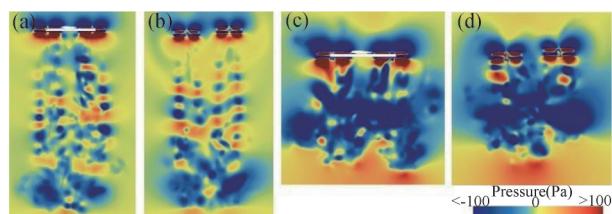


图16 压力云图:(a)复合翼构型起飞阶段;(b)多旋翼构型起飞阶段;(c)复合翼构型降落阶段;(d)多旋翼构型降落阶段

图17展示了起降阶段两种构型eVTOL的表面压力分布。总体而言,机身上表面压力较高,而下表面压力较低且分布不均。相比起飞阶段,处于下降阶段的复合翼构型由于前文所述旋翼间涡条结构的存在,机身的机头和机尾处以及机翼两端的上表面局部压力降低。其下表面压力增加,因此复合翼构型机身和机翼的阻力减小。该涡条结构可能在复合翼构型的降落减阻中起一定作用,须进一步量化研究。多旋翼构型机身上表面压力基本无变化,下表面压力降低,因此机身阻力增大,与前文所述气动力结果相吻合。复合翼构型和多旋翼构型下表面压力变化的原因有待进一步研究,以实现对两构型的减阻优化。

3.2.2 巡航与爬升阶段

复合翼构型和固定翼构型巡航、爬升阶段尾流涡结构见图18和图19。两种构型都具有机翼的翼尖涡和尾桨的翼尖涡,且尾桨翼根涡与机身尾流相

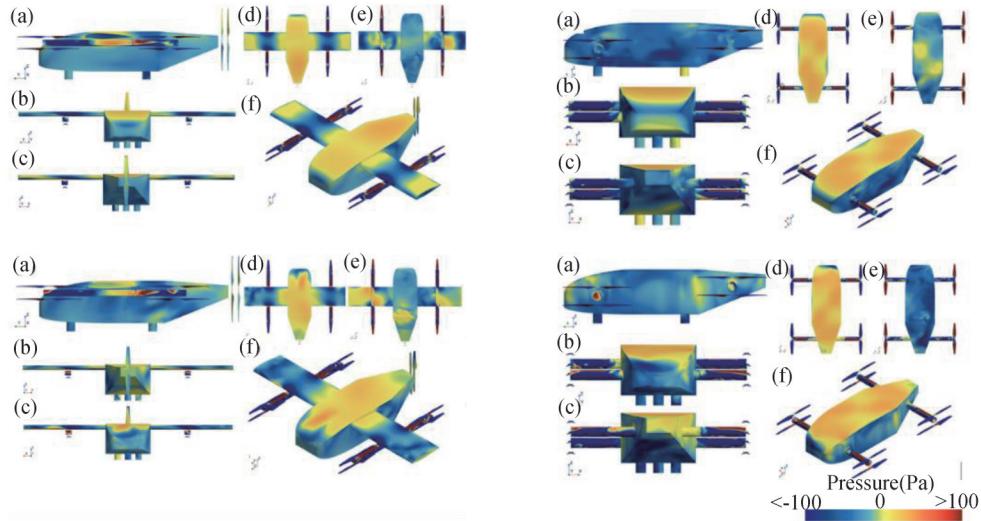


图17 表面压力分布(左上和右上分别为复合翼和多旋翼构型的起飞阶段,左下和右下分别为复合翼和多旋翼构型的降落阶段):(a) 正视图;(b) 左视图;(c) 右视图;(d) 俯视图;(e) 仰视图;(f) 轴测图

融合。巡航阶段,复合翼构型由于其升力旋翼和旋翼支架额外具有两条尾涡,其中一部分尾涡经过机翼上方,一部分经过下方。该尾涡对机翼附近气流产生扰动,造成了机翼升力的下降,印证了前文的分析。爬升阶段,复合翼构型升力旋翼处于旋转状态,因此具有不对称分布的升力旋翼翼尖涡和翼根涡。升力旋翼翼尖涡并非呈螺旋状,而是在远处高速水平来流的作用下被横向拉长,而后上游的翼尖涡和下游的发生合并,在机身两侧各形成两个涡管。

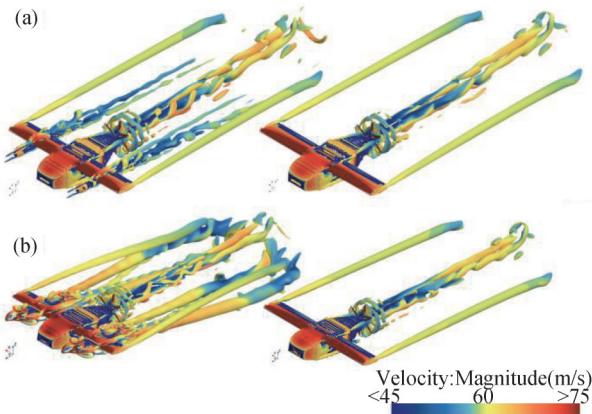


图18 巡航和爬升阶段流场涡结构($Q = 100 \text{ s}^{-2}$,左图为复合翼构型,右图为固定翼构型):(a) 巡航;(b) 爬升

进一步地,选取复合翼和固定翼构型在爬升阶段中 $x=1.67W$ 处竖直截面进行分析(图20),其中左侧一列为速度LIC云图,右侧一列为压力云图。受升力旋翼尾流影响,复合翼构型爬升阶段翼型驻点位置相较于固定翼构型发生上移,驻点附近的低速高压区面积减小,且上下表面附近流速均较高,压力较低,使其机翼升力低于固定翼构型,同样与气动

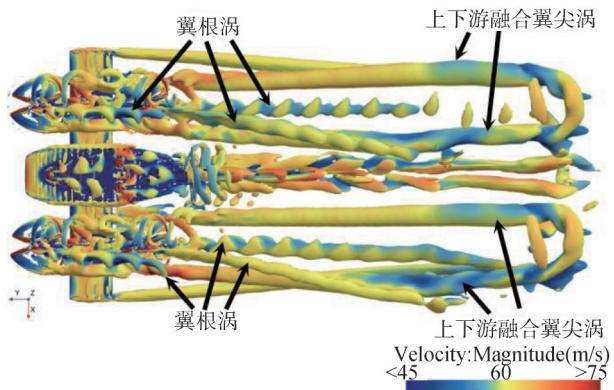


图19 复合翼构型eVTOL爬升阶段流场涡结构仰视图($Q = 100 \text{ s}^{-2}$)

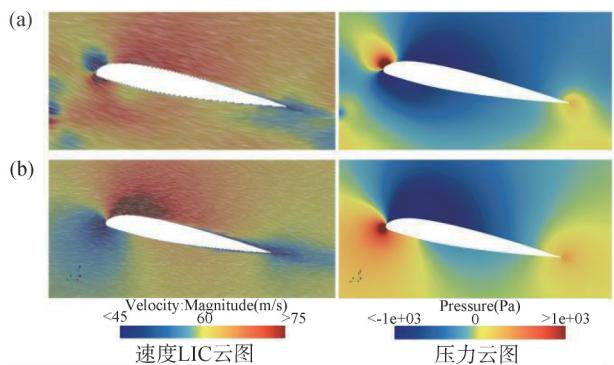


图20 爬升阶段速度LIC云图和压力云图:(a) 复合翼构型;(b) 固定翼构型

点位置相较于固定翼构型发生上移,驻点附近的低速高压区面积减小,且上下表面附近流速均较高,压力较低,使其机翼升力低于固定翼构型,同样与气动

力结果相符。固定翼构型在上翼面前部,流速迅速增大,压力降低。在约一半弦长处由于逆压梯度开始出现流动分离。

4 结论

本文首先构建了以类 Ahmed 体统一机身为基础的复合翼构型、多旋翼构型和固定翼构型 eVTOL 标准简化模型,进而使用 IDDES 方法对复合翼构型和多旋翼构型 eVTOL 的起飞和降落飞行阶段,以及对复合翼构型和固定翼构型 eVTOL 的巡航和爬升飞行阶段进行数值仿真并作相互对比讨论。本文主要结论如下:

(1) 对于起飞阶段,复合翼构型和多旋翼构型的升力相差较小,复合翼构型的阻力是多旋翼构型的 3.1 倍,升阻比仅为多旋翼构型的约 1/3。因此,多旋翼构型效率更优,其简洁的构型避免了额外阻力,升阻比显著高于复合翼构型。对复合翼构型来说,机翼在维持较高巡航效率方面起主要作用,在起飞时产生的额外阻力是造成其较低的升阻比的主要原因。可折叠机翼设计可作为潜在优化方案,但总质量和机械复杂度将相应增加。

(2) 对于降落阶段,复合翼构型的机翼和机身在旋翼间涡条等因素作用下阻力大幅减小,使其与多旋翼构型的升力和阻力差异较小。因此,复合翼构型的升阻比与多旋翼构型相当甚至略优。

(3) 对于巡航阶段,复合翼构型的整机升力略大于固定翼构型。复合翼构型由于冗余升力旋翼和支架阻力较大,使其阻力比固定翼构型大 26.35%,整机升阻比低 20.52%。优化复合翼构型冗余部件的阻力,降低冗余部件尾流对机翼升力的干扰是提升巡航效率的关键。例如,采用螺旋桨折叠回收系统以实现减阻。

(4) 对于爬升阶段,受升力旋翼下洗流影响,复合翼构型的机翼具有相比固定翼构型更低的升力。复合翼构型的升力旋翼提供了远超固定翼构型的可用升力,但同时会带来较大的阻力和较低的气动效率。其整机升力和阻力分别是固定翼构型的 2.1 倍和 2.58 倍,所以整机升阻比比固定翼构型低 17.14%。

(5) 复合翼构型是一种典型的性能折衷方案,其优势在于任务适应性较好,能够实现在不同飞行任务中的性能平衡,而非单项效率突出。

基于上述结论,本研究为不同任务下的 eVTOL 构型选择提供了明确的气动依据:在只考虑复合翼构型、多旋翼构型和固定翼构型的情况下,在高频短程飞行场景下,多旋翼构型因其结构简单、起降效率高,仍是优先选择;若须频繁垂直起降且巡航距离较长,复合翼构型是当前最可行的方案;若任务场景为远途飞行,可以滑跑起降且更注重巡航效率与航程,则最佳方案为固定翼构型。

在后续工作中,拟对复合翼构型降落时旋翼间存在的涡条结构进行深入研究。进一步可研究真实城市低空风场对 eVTOL 气动特性、流动结构的影响。

参考文献

- [1] STRAUBINGER A, ROTHFELD R, SHAMIYEH M, et al. An overview of current research and developments in urban air mobility—setting the scene for UAM introduction [J]. Journal of Air Transport Management, 2020, 87: 101852.
- [2] RAJENDRAN S, SRINIVAS S. Air taxi service for urban mobility: a critical review of recent developments, future challenges, and opportunities [J]. Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review, 2020, 143: 102090.
- [3] UGWUEZE O, STATHEROS T, BROMFIELD M A, et al. Trends in eVTOL aircraft development: the concepts, enablers and challenges [C]. AIAA SCITECH 2023 Forum. Oxon Hill, MD: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2023.
- [4] KADHIRESAN A R, DUFFY M J. Conceptual design and mission analysis for eVTOL urban air mobility flight vehicle configurations [C]. AIAA Aviation 2019 Forum. Dallas, Texas: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [5] BACCHINI A, CESTINO E. Electric VTOL configurations comparison [J]. Aerospace, 2019, 6(3): 26.
- [6] MOLLER P S, ENG M. Performance evaluation of select personal air vehicles [R]. Dixon, California: Moller International, 2020.
- [7] VELDHUIS L. Review of propeller-wing aerodynamic interference [C]. Proceedings of the 24th International Congress of the Aeronautical Sciences. Yokohama, Japan: International Council of the Aeronautical Sciences, 2004.
- [8] ZHANG T, BARAKOS G N, FURQAN. On the aerodynamic performance of redundant propellers for multi-rotor eVTOL in cruise [J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 145: 108846.
- [9] LI Y, MA Z, ZHOU P, et al. A numerical investigation of the aerodynamic and aeroacoustic interactions between components of a multi-rotor vehicle for urban air mobility [J]. Journal of Sound and Vibration, 2024, 571: 118002.
- [10] BACCHINI A, CESTINO E, VAN MAGILL B, et al. Impact of lift propeller drag on the performance of eVTOL lift+cruise aircraft [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 109: 106429.

(下转第 2125 页)