

【航空电子电气工程】

共轴双旋翼无尾翼直升机气动特点分析

岳杰顺, 邢立业

(北京中航智科技有限公司, 北京 100176)

摘要:在某共轴双旋翼直升机原始构型基础上,构建了一种无尾翼直升机构型。采用计算流体力学和动量源模型相结合的数值模拟方法,对比分析了有尾翼和无尾翼构型在不同飞行状态下的气动特性。结果表明,在任意方向飞行这一直升机特有的飞行需求下,无尾翼构型具备更好的操纵性和机动性。尽管尾翼的存在可增加俯仰静稳定性,但尾翼会与旋翼的非定常下洗流形成强烈的气动干扰,产生非定常气动力,对气动力和稳定性的预测造成一定难度。相比之下,无尾翼构型虽然静稳定性较差,但飞行时受非定常下洗流的影响更小,且对发动机的功率需求降低。

关键词:共轴双旋翼;无尾翼直升机;计算流体力学;静稳定性;下洗流

中图分类号: V 211.52 **文献标识码:** A **DOI:**10.13486/j.issn.2097-4973.2025.04.004

共轴双旋翼直升机通过两幅旋翼的反向旋转平衡扭矩,无须使用尾梁和尾桨平衡扭矩^[1],因此可以缩小机身长度,获得较为紧凑的结构。然而通常的共轴双旋翼直升机为了增加前飞时的俯仰和偏航状态的稳定性,仍然设置有固定的安定面,即平尾和垂尾。平尾和垂尾通常只在悬停和前飞状态下使用,侧飞和后飞情况的稳定性和机动性较差。某些特殊情况下,为了提高共轴双旋翼直升机的机动性,满足任意方向飞行的要求,需要有意地打破这种稳定性。比如,去掉尾翼,成为共轴双旋翼无尾翼直升机。这种设计常见于一些现有的小型共轴双旋翼直升机。例如 Kickstarter 推出的 Sprite 无人机^[2],采用共轴双旋翼技术驱动,机身很紧凑。国内璇玑科技也开发出了类似的微型共轴无人直升机^[3]。由于没有了尾翼,这种构型对直升机的飞行控制和性能预测提出了较高的要求,然而针对这类直升机的气动特性研究在国内外都还比较少,仅在微型共轴双旋翼直升机中可以见到一些研究。Wan 等设计了一款无尾翼直升机,并通过分析其气动特性,证明了该直升机具有良好的稳定性和操纵性,但更容易产生震动和失速^[4]。纪玉霞研究了微型共轴双旋翼无尾翼直升机的气动布局,说明了这种布局的直升机在水平来流环境中具有较好的抗风性能,且高速前飞时具有良好的气动性能^[5]。这些研究表明,尽管去掉尾翼会导致一些难以避免的缺点,无尾翼直升机还是能通过气动设计和控制系统优化达到和普通直升机同等水平的性能。而且,在一些任务环境,例如需要较紧凑的机身结构、需要较强的机动性、需要任意方向飞行的情况下,这种共轴双旋翼无尾翼直升机具备无法替代的应用价值,因此,对其进行深入的气动特性研究对设计是十分重要的。

对共轴双旋翼直升机的空气动力特性进行数值模拟,预测其飞行性能是目前研究的热点。基于计算流体力学(CFD),根据不同的应用场景,衍生出了多种数值模拟方法。Xu 等采用非结构动态嵌套网格方法,通过求解三维非定常 Euler 方程对前飞状态下共轴双旋翼直升机的复杂流场进行了数值模拟研究^[6]。宋梦洋基于叶素-动量方法建立了共轴双旋翼的入流模型,采用理论分析的方法得到共轴双旋翼的气动特

收稿日期:2024-12-31

第一作者简介:岳杰顺(1990—),男,甘肃兰州人,工程师,博士,主要从事直升机气动设计、飞行性能研究。

E-mail:jieshun_yue@163.com

性,建立了拉力和扭矩公式,并以滑移网格理论为基础完成了 CFD 气动分析,得到了旋翼系统详细的流场信息^[7]。罗阳基于雷诺平均(RANS)方程,建立了一套适用于双旋翼的数值模拟方法,对共轴刚性双旋翼进行了数值模拟^[8]。朱正等基于运动嵌套网格方法,建立了一套适合于悬停状态下共轴刚性双旋翼非定常干扰流场分析的 CFD 方法^[9]。高昌昊等针对共轴刚性旋翼直升机的高精度数值模拟需求,结合嵌套网格技术、高精度数值格式和非定常 RANS 方法,建立了共轴刚性旋翼直升机的非定常涡流场高精度数值模拟方法^[10]。共轴双旋翼无尾翼直升机的无尾翼构型避免了旋翼-尾翼的气动干扰效应,既能降低操纵难度又能提高气动效率。气动干扰问题是直升机的共有问题,国内外学者对于机直升机的的气动干扰已经开展了详细研究,揭示了的气动干扰机理^[11-13]。但是无尾翼构型对气动干扰的改善未见讨论,因此,有必要对共轴双旋翼无尾翼直升机的的气动干扰效应进行一定深入研究。

本文在某共轴双旋翼直升机原始构型基础上,建立了无尾翼直升机构型,基于 RANS 方程,采用自适应笛卡尔网格划分技术,结合定常动量源方法,对两种构型进行了数值模拟,从前、后飞气动特性和气动干扰特性两个方面对两种构型进行了对比分析,并总结了共轴双旋翼无尾翼直升机构型的气动特点。

1 数值方法

1.1 几何模型和网格生成

共轴双旋翼直升机原始构型总长度为 4.2 m,尾段长度为 1.45 m,如图 1(a)所示。将尾段截去,进行一定光滑处理,其余部分不变,形成共轴双旋翼无尾翼直升机,几何模型长度为 2.75 m,如图 1(b)所示。

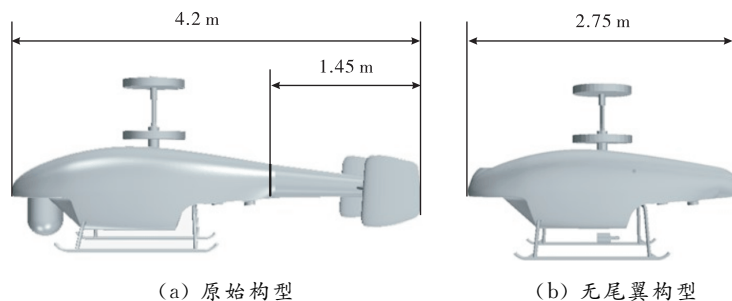


图 1 共轴双旋翼直升机几何模型

由于计算模型较为复杂,考虑到计算时间及资源,采用自适应笛卡尔网格来划分流场。为了保证计算精度,在机身附近配置五层贴体边界层网格,第一层网格高度取 5×10^{-5} m,其余四层尺寸增长率取 1.1。网格计算域各方向边界选取 20 倍机身长度,并对机身、尾翼前后缘及起落架表面网格进行了加密,生成用于计算的网格单元数共约 50 万。共轴双旋翼直升机的原始构型和无尾翼构型的表面网格和周围网格分布情况如图 2 所示。

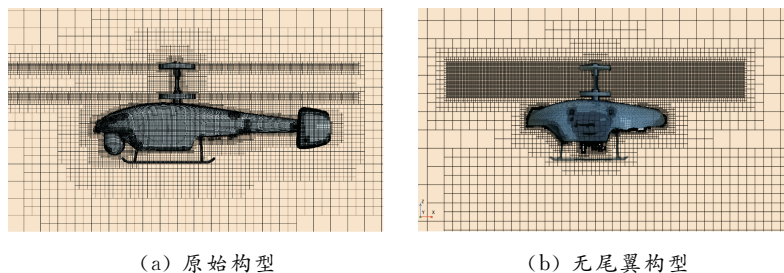


图 2 共轴双旋翼直升机计算网格示意图

1.2 模型方程及求解

CFD 求解的三维 Navier-Stokes(N-S)方程^[14]如下:

$$\frac{\partial \vec{W}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{Q}}{\partial z} = J, \quad (1)$$

其中,

$$\vec{W} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{Bmatrix}, \vec{F} = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho uH \end{Bmatrix}, \vec{G} = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho vH \end{Bmatrix}, \vec{Q} = \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ \rho wH \end{Bmatrix}, \vec{J} = \begin{Bmatrix} 0 \\ f_x \rho \\ f_y \rho \\ f_z \rho \\ \rho(u f_x + v f_y + w f_z) + \rho \dot{q} \end{Bmatrix}.$$

式中: ρ, p, H, E 分别为密度、压强、单位体积的总焓和单位体积的总能, u, v, w 分别为在 x, y, z 方向的速度分量, f_x, f_y, f_z 分别为作用在单位质量控制体上的体积力在 x, y, z 方向的分量, \dot{q} 为热流率。

对于理想气体, 令 γ 代表比热比, 总能和总焓可以表示为

$$\rho E = p/(\gamma - 1) + \rho(u^2 + v^2 + w^2)/2, \rho H = \rho E + p.$$

定义 V 是流场中任意一个空间位置固定的控制体, ∂V 是 V 的边界, dS 是 ∂V 上的面元, $\vec{n} = (n_x, n_y, n_z)$ 是 dS 的单位法向量, 指向 V 外部。将 N-S 方程的微分形式式(1)在 V 内积分, 并利用格林积分公式将体积分转换为面积分, 可得到 N-S 方程的积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V W dV + \int_S (F\vec{i} + G\vec{j} + Q\vec{k}) \cdot \vec{n} dS = \int_V J dV.$$

式中: $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$ 分别为 x, y, z 三个方向的单位矢量, \vec{n} 为面的法向矢量。

对上述 CFD 方程采用半离散的有限体积法进行空间离散, 将空间离散和时间的推进完全分开, 可使空间离散的误差、人工粘性和捕捉激波的精度等不受时间推进的稳定性、收敛性影响。时间离散采用带有多重网格加速的隐式离散格式。综合考虑计算准确性及计算时间, 采用三维双精度求解器, 基于压力的隐式耦合求解方法, 湍流模型采用可实现的 $k-\epsilon$ 湍流模型^[15]。在使用 RANS 方法的两方程模型中, $k-\omega$ SST 模型和可实现的 $k-\epsilon$ 湍流模型是模拟直升机流场的两种广泛采用的模型^[16]。 $k-\omega$ SST 模型适用于需要高精度和复杂流动模拟的问题, 特别是在处理流动分离、旋流和旋转流动时表现优异, 但此模型计算成本较高, 对网格质量要求较高。可实现的 $k-\epsilon$ 湍流模型适用于需要高计算效率和广泛适用性的工程问题, 其在处理低雷诺数流动、流动分离和旋流时优于标准 $k-\epsilon$ 湍流模型, 并对网格质量和数量的依赖较小。但在工程问题的实际操作中, 两种模型的精度实际相差不大。本文的计算为了同时保证计算效率和计算精度, 降低网格依赖性, 选择使用可实现的 $k-\epsilon$ 湍流模型。

计算区域远场采用速度入口边界条件, 给定来流速度和方向; 出口采用压力出口边界条件, 给定压力值; 机身、尾翼等壁面均采用无滑移、绝热壁面边界条件。

对于旋翼转动造成的下洗流, 本文采用一种简化的计算方法, 即定常动量源法, 代替旋翼的精细化模拟^[17]。基本思路是用虚拟作用盘代替旋翼, 将桨叶对气流的作用以动量源的形式来代替, 并将桨叶对空气周期性的流动通过时间平均的方法转化为“准定常”流动。动量源模型难以模拟桨叶真实旋转下的非定常特征, 在预测流动分离、湍流流动等复杂流动现象时, 精度不如其他更精细的模型。但是该方法可在保证旋翼下洗流场本质属性的前提下, 完成旋翼下洗流对机身流场干扰特性的有效模拟。不需要生成每片桨叶的几何模型、贴体网格, 可以显著减少网格数、降低计算时间并提高模拟旋翼下洗流场的效率。该方法对于本文模拟的复杂外形、多工况且不必过多关注桨尖涡、下洗涡等气动干扰细节的工程类问题, 能够保证足够的计算精度和计算效率。

带有动量源的情况下, 式(1)变为

$$\frac{\partial \vec{W}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{Q}}{\partial z} = J + SS.$$

式中: $SS = \{0 \ S_x \ S_y \ S_z \ 0\}^T$, S_x 、 S_y 、 S_z 分别为动量源在 x 、 y 、 z 方向的分量。

对于悬停计算,设置上下旋翼的拉力系数和扭矩系数为监视量,当这两个量收敛至稳定时,认为计算收敛。拉力系数和扭矩系数的定义分别为

$$C_T = \frac{T_{up} + T_{down}}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\Omega R)^2}, C_Q = \frac{Q_{up} + Q_{down}}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\Omega R)^2}。$$

式中: T_{up} 为上旋翼拉力, T_{down} 为下旋翼拉力, Q_{up} 为上旋翼扭矩, Q_{down} 为下旋翼扭矩, Ω 为旋翼转速, R 为旋翼半径。

旋翼需用功率:

$$Pr = (Q_{up} + Q_{down}) \Omega。 \quad (2)$$

1.3 方法验证

为验证计算方法的准确性,对国际通用标模 ROBIN 直升机的机身(图3)进行 CFD 仿真计算,该机身已被多次用作为研究对象,具有丰富的实测数据和仿真数据支撑^[18-19]。计算工况:来流马赫数 0.3、攻角 0° 。对该工况下机身距头部 $x=0.3497$ m 处横截面上表面点的压力系数进行对比。

图4为 CFD 与试验测试的表面压力系数 C_p 值对比,圆点为参考文献[20]中的试验测试数值,两者数值误差很小。可证明本文采用的 CFD 计算方法具有足够的精确度,获得的计算结果可以达到指导设计的要求。

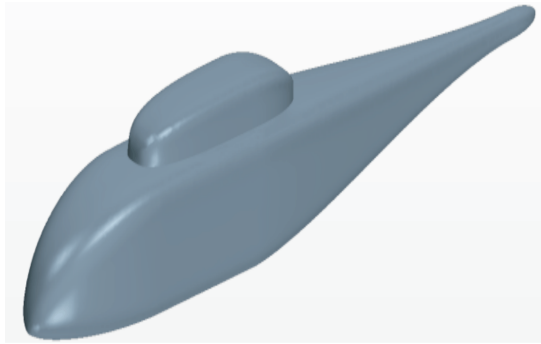


图3 ROBIN 直升机机身

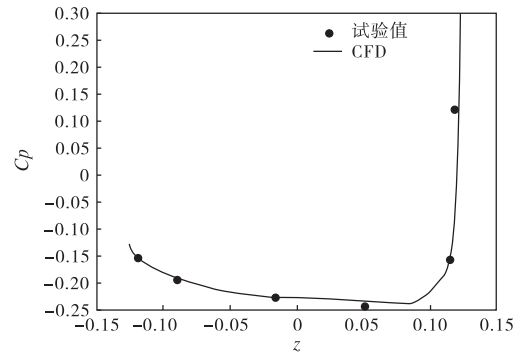


图4 CFD与试验测试的 C_p 值对比

2 计算及分析

2.1 计算状态

本文为共轴双旋翼直升机原始构型和共轴双旋翼直升机无尾翼构型设置了类似的计算状态,以便进行对比。具体的状态参数:前飞速度 $v=72$ km/h,攻角 $-15^\circ \sim 15^\circ$,侧滑角 $-18^\circ \sim 18^\circ$ 。计算中所采用的大气属性:温度 279.7 K,压强 86 753 Pa,密度 1.079 kg/m³,动力黏性系数 1.74×10^{-5} Pa·s。

2.2 前、后飞行气动特性分析

图5为共轴双旋翼直升机原始构型和无尾翼构型前后飞状态俯仰力矩系数随攻角变化曲线。俯仰力矩随攻角增大而减小为具备静稳定性。由图5可以看出,原始构型俯仰前飞状态在所给攻角范围内为静稳定,而无尾翼构型俯仰状态在所给攻角范围内为静不稳定,但不稳定程度较小。飞行时,需要旋翼施加一定的主动控制才能使共轴双旋翼无尾翼直升机稳定飞行。

图6为共轴双旋翼直升机原始构型和无尾翼构型前后飞变化曲线。计算坐标系下偏航力矩随侧滑角增大而增大为具备静稳定性,由图6可以看出,原始构型前飞状态在所给攻角范围内为偏航静稳定,无尾翼构型前飞后飞都不具备偏航静稳定性,但不稳定程度较小。

根据任务方案,无尾翼构型具有和原始构型不同飞行模式,即任意方向飞行,进一步讨论无尾翼构型

后飞情况下的气动特性。图 5 和图 6 点划线所示为后飞状态下无尾翼构型俯仰力矩系数随攻角变化情况。由图可以看出,无尾翼构型后飞在俯仰和偏航方向为静不稳定,与前飞状态对比,后飞的静不稳定度略有增加。这样保证了在前、后飞时,机身构型类似,稳定性水平相当,不会像原始构型一样,前后飞的稳定性状态彻底不同,需要对控制率重新加以复杂的设计。

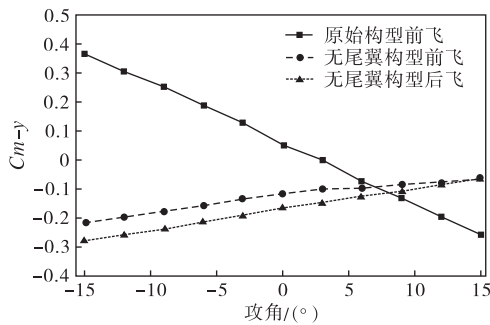


图 5 前后飞俯仰力矩随攻角变化曲线

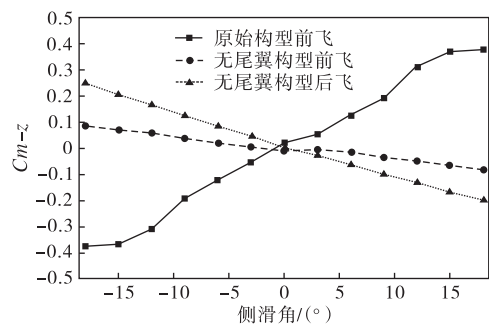


图 6 前后飞偏航力矩随侧滑角变化曲线

综上所述可以看出,无尾翼构型由于截去尾翼,失去了水平和垂直两个增加静稳定的装置,直升机在前飞时纵向和航向均变为不稳定。这样在飞行中需要旋翼不断地进行操纵控制,才能在受到扰动的情況下恢复稳定飞行姿态,对桨叶强度和控制系统提出了较高的要求。这给无尾翼构型带来的好处就是,前后飞的稳定性相差不大,飞控的控制率不需要改变太大,在不同方向飞行时就能获得相似的操纵性。

2.3 气动干扰特性分析

共轴双旋翼直升机旋翼构型采用共轴无铰式旋翼。旋翼直径为 6.4 m,桨叶片数为 4 片,上、下旋翼各 2 片。桨叶翼型采用 OA312 翼型。图 7 为原始构型和无尾翼构型计算的流场截面速度云图,图 8 为原始构型和无尾翼构型计算的表面压力云图。

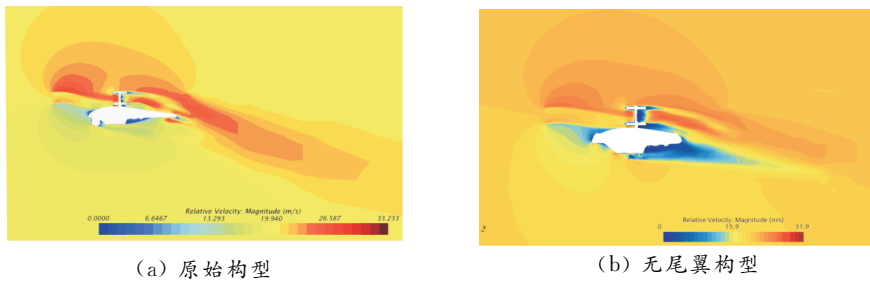


图 7 共轴双旋翼直升机流场速度图

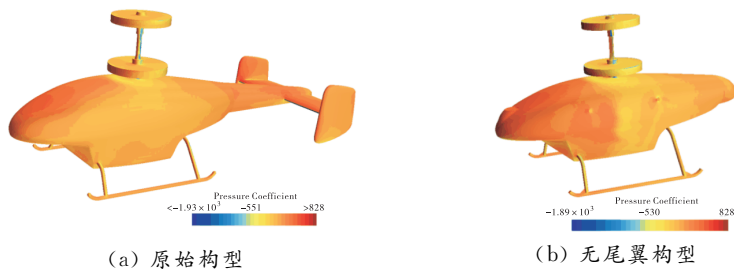


图 8 共轴双旋翼直升机表面压力图

由图 7、图 8 可以看出两种构型都能获得比较合理的压力分布,在有尾翼的情况下,尾翼诱导尾翼附近的下洗流改变方向,使得尾翼处于旋翼下洗流的高速流动区域内,产生气动干扰。下洗流是非定常的,扫过尾翼的气流也是不断变化的,可能会对尾翼的受力形成负面影响,也会反过来降低旋翼的气动效率。无尾翼构型有一定的优势,虽然静稳定性下降,但下洗流和尾翼干扰效应消失,非定常影响更小。

进一步对比分析气动干扰对两种构型旋翼需用功率的影响,表1为以上仿真得出的旋翼性能参数对比。可以看出,相同旋翼转速下原始构型的旋翼拉力较小,无尾翼构型的旋翼拉力较大;原始构型的需用功率较大,无尾翼构型旋翼需用功率较小,需用功率减小了约11.4%。其原因如下:一方面根据动量理论,旋翼拉力大小取决于旋翼下方的下洗流诱导速度大小,去掉尾翼之后机身部件对下洗流的阻挡作用降低,旋翼下方的诱导速度增加(图7),造成无尾翼构型的旋翼拉力增大;另一方面,由式(2)可以看出,旋翼需用功率大小取决于旋翼扭矩,旋翼扭矩取决于旋转时的翼型阻力,没有了尾翼对下洗流的干扰作用,下洗流比较平顺,且方向基本平行于自由流而不是向下弯曲流向机身的低压区,旋翼旋转所受的阻力更小,旋翼的功率损失减小,使得无尾翼构型所需的功率有一定减小。综合各方面因素,无尾翼构型对发动机的功率要求降低了。

表1 旋翼性能参数对比

构型	上旋翼拉力/N	下旋翼拉力/N	上旋翼扭矩/(N·m)	下旋翼扭矩/(N·m)	旋翼需用功率/kW
原始构型	2 787.3	2 765.6	397.6	397.6	48.3
无尾翼构型	3 228.1	3 092.5	362.5	342.3	42.8

3 结论

本文在某共轴双旋翼直升机原始构型基础上,建立了共轴双旋翼无尾翼直升机构型,并划分了两种构型的CFD仿真计算网格,利用经典算例验证了本文数值模拟方法的准确性。对两种构型气动性能进行了对比分析,得出了以下两点结论:一是原始构型在前飞状态下处于静稳定状态;无尾翼构型在前后飞均为不稳定,在飞行中需要旋翼不断地进行操纵控制,才能在受到扰动的情況下恢复稳定飞行姿态,这对桨叶强度和控制系统提出了较高的要求;无尾翼构型前后飞的稳定性相差不大,具有较好的操纵性。二是无尾翼构型旋翼气动干扰效应小,拉力损失小,需用功率减小,对发动机的功率要求更低。

参考文献:

- [1] MAKEEV P V, IGNATKIN Y M, SHOMOV A I. Numerical investigation of full scale coaxial main rotor aerodynamics in hover and vertical descent[J]. Chinese journal of aeronautics, 2021, 34(5): 666-683.
- [2] Kickstarter. Sprite: portable and rugged. A totally different drone[EB/OL]. [2024-12-10]. <https://www.kickstarter.com/projects/ascentaerosystems/sprite-the-portable-rugged-totally-different-small>.
- [3] SBDJI. 璇玑科技发布璇玑共轴无人机[EB/OL]. [2024-12-10]. <https://sbdji.cc/news/jixu/59769.html>.
- [4] WAN J, PAVEL M D. The ornicopter: a tailless helicopter with active flapping blades[J]. The aeronautical journal, 2014, 118(1205): 743-773.
- [5] 纪玉霞. 微型共轴双旋翼气动布局优化设计与试验研究[D]. 福州: 福州大学, 2018.
- [6] XU H, YE Z. Numerical simulation of unsteady flow around forward flight helicopter with coaxial rotors[J]. Chinese journal of aeronautics, 2011, 24(1): 1-7.
- [7] 宋梦洋. 小型折叠共轴旋翼无人机总体设计与仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022.
- [8] 罗阳. 共轴刚性双旋翼气动性能计算方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- [9] 朱正, 招启军, 李鹏. 悬停状态共轴刚性双旋翼非正常流动干扰机理[J]. 航空学报, 2016, 37(2): 568-578.
- [10] 高昌昊, 宋文萍, 韩少强, 等. 悬停共轴刚性旋翼直升机涡尾迹高精度数值模拟[J]. 飞行力学, 2023, 41(2): 14-20.

- [11] 刘超凡,朱清华,刘佳.复合式高速直升机旋翼下洗流对机翼的气动影响分析[J].航空工程进展,2023,14(1):38-46.
- [12] 孙朋朋,刘平安,樊枫,等.悬停状态共轴刚性旋翼机身气动干扰特性[J].航空学报,2024,45(9):209-218.
- [13] 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.
- [14] 崔壮壮,原昕,招启军,等.基于CFD方法的高速直升机垂直飞行性能计算[J].气动研究与试验,2024,2(5):40-51.
- [15] 李家春,杨卫东.直升机环量控制尾梁截面形状分析[J].空气动力学学报,2015,33(2):239-245.
- [16] 龙海斌,刘正胜,吴裕平.直升机机身气动特性CFD计算研究进展[J].直升机技术,2021(3):65-72.
- [17] 申遂愿,朱清华,朱振华,等.高速直升机旋翼/螺旋桨/机身干扰特性分析[J].航空工程进展,2020,11(1):46-55.
- [18] 龙海斌,吴裕平.ROBIN机身模型数值模拟技术综述[J].直升机技术,2020(4):56-60.
- [19] LI L,ZHOU C L,CHEN M, et al. The influence of rotor overlapping azimuth on compound coaxial helicopter performance based on unsteady CFD simulation[J]. Applied sciences,2023,13(2):820-845.
- [20] FREEMAN C E, MINECK R E. Fuselage surface pressure measurements of a helicopter wind tunnel model with a 3.15 meter diameter single rotor[Z]. NASA Technical Reports Server,1979.

Analysis of aerodynamic characteristics of coaxial dual-rotor tailless helicopters

YUE Jieshun, XING Liye

(Beijing Zhonghangzhi Technology Co., Ltd., Beijing 100176, China)

Abstract: Based on the original configuration of a coaxial twin-rotor helicopter, a tailless helicopter configuration was developed in this study. By using a numerical simulation method that combines computational fluid dynamics (CFD) and the momentum source model, the aerodynamic characteristics of the configurations with and without a tail rotor are compared and analyzed under different flight conditions. The results show that under the unique requirement of flying in any direction, the tailless configuration exhibits better controllability and maneuverability. Moreover, although the presence of a tail rotor can enhance the static pitch stability, it creates strong aerodynamic interference with the unsteady downwash flow from the rotors. It poses certain difficulties in predicting aerodynamic forces and stability. In contrast, the tailless configuration, despite its lower static stability, is less affected by the unsteady downwash flow during flight and requires less engine power. This study provides a theoretical basis and technical reference for the aerodynamic design and stability control of tailless coaxial twin-rotor helicopters.

Keywords: coaxial dual-rotor; tailless helicopter; computational fluid dynamics; static stability; downwash flow

(责任编辑:唐立平)

引用格式 岳杰顺,邢立业.共轴双旋翼无尾翼直升机气动特点分析[J].山东航空学院学报,2025,42(4):30-36.

YUE J S,XING L Y. Analysis of aerodynamic characteristics of coaxial dual-rotor tailless helicopters[J]. Journal of Shandong University of Aeronautics,2025,42(4):30-36.