

旋翼间气动干扰对四旋翼飞行器 涡环状态影响研究

李垠翰, 苏大成, 杨仁国, 吴令华, 黄水林

(直升机动力学全国重点实验室(中国直升机设计研究所), 江西 景德镇 333001)

摘要:为探究多旋翼之间气动干扰对涡环特性的影响及内在机理,运用分离涡模拟(DES)与嵌套网格相结合的方法,对涡环状态下四旋翼飞行器非定常气动载荷变化特征进行了模拟研究。结果表明:对于文中使用的四旋翼飞行器,在涡环状态前期,由于旋翼间的气动干扰,形成了覆盖整个桨盘的大尺度环流结构,旋翼拉力较孤立旋翼的时均值增加 17%,非定常波动幅度减少 28%,旋翼间气动干扰缓解了涡环状态的不利影响。进入中期,环流结构向上偏移并趋于对称,气动干扰的积极作用有所减弱,但仍使旋翼拉力较孤立旋翼增加 11%,非定常波动幅度减少 21%。发展至后期,桨盘上方环流现象消失,拉力较孤立旋翼增加 27%,非定常波动幅度减少 40%,旋翼间干扰效应加速飞行器摆脱涡环环流。旋翼间的气动干扰在涡环状态的不同阶段均对四旋翼飞行器的性能产生了重要影响,尤其在后期阶段表现出显著的积极作用。

关键词:涡环状态;四旋翼飞行器;气动干扰;分离涡模拟

中图分类号:V211.52

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2025)05-0853-09

四旋翼飞行器通过调整四旋翼的转速和角度实现升力和姿态控制,具有结构简单、灵活度高、操作简便及稳定悬停等优点,能垂直起降并在狭窄空间内飞行和悬停,适合执行定点观察、巡航和搜救任务。但在实际应用中,四旋翼飞行器相较常规直升机桨盘诱导速度偏低,在山间或城区紊流中易进入涡环状态,严重时旋翼气动载荷会出现显著的非定常波动,使得全机姿态和高度大幅振荡,进而导致全机操控失稳,增加了飞行风险。研究四旋翼飞行器在涡环状态下的非定常气动载荷对提升其飞行性能与安全具有重要作用,能为飞行安全提供理论指导。

目前对旋翼类飞行器涡环特征的研究主要包括试验、数值模拟两方面。在试验研究方面,Pickles 等^[1]采用激光多普勒测速仪和粒子图像测速仪对某一下降速度范围内的涵道旋翼进行了测量,发现较孤立旋翼的流场特征出现了延迟性。Surmacz 等^[2]在风洞中使用六分量应变计平衡系统和粒子

图像测速(PIV)系统,研究了涡环状态现象的发展和消失过程,得到了与涡环状态发生相关的升力下降现象,并展示了涡环状态发展和消失的可视化过程。Veismann 等^[3]在具有可调旋翼间距的小型双旋翼装置上进行了风洞实验,量化了旋翼间距对推力产生的影响,结果表明,随着下降率的增加,推力损失显著,推力振荡增加。Talaiezhadeh 等^[4]对小型四轴飞行器进行了风洞试验,识别出了与涡环状态(VRS)相对应的区域,提出了速度约束模型。基于现有试验数据,一些研究者提出了数种理论边界模型,包括 Wolkovitch 边界^[5]、Peters 边界^[6],并进一步明确若干半经验性的涡环边界模型,如高-辛边界^[7]。在数值模拟方面,Stalewski 等^[8]通过使用 URANS 求解器的计算方法,成功模拟了直升机在涡环状态(VRS)下的飞行行为,并验证了所开发的计算模拟方法在处理直升机强烈非定常机动时的有效性和可靠性。王军杰等^[9]采用滑移网格方法对倾转旋翼飞行器的涡环状态进行了仿真研究,研究表明倾转旋翼飞行器与传统直升机在涡环状态方面的显著差异主要体现在机翼对旋翼产生的影响有效降

低了涡环状态的影响,但其飞行稳定性面临较高的滚转力矩失衡风险。高泽明等^[10]主要研究了垂直下降状态下螺旋桨的气动特性和涡环特征,发现螺旋桨的气动特性受下降率影响,涡环特征也会随之改变。以上研究主要集中于双旋翼或孤立旋翼涡环状态,对于多旋翼飞行器涡环状态的数值模拟研究,尤其是多旋翼间气动干扰对涡环状态的影响特征及内在机理的研究很少涉及。

基于此,本文以四旋翼飞行器为研究对象,开展了四旋翼飞行器在涡环状态不同阶段的非定常气动载荷特性研究。采用分离涡模拟(DES)^[11-12]+嵌套网格方法提高对流场涡结构的捕捉精度。通过对涡环状态前、中、后 3 个阶段的速度场以及非定常气动载荷特征的研究,分析四旋翼飞行器旋翼在涡环状态下的非定常载荷波动特征以及内在机理,并和孤立旋翼对比,深入探究了旋翼之间的气动干扰对涡环状态的影响,期望得出对涡环状态下四旋翼飞行器飞行安全有意义的结论。

1 数值方法与算例验证

1.1 数值计算方法

涡环状态下的旋翼流场包含有涡结构的下洗、卷起和再吸入过程,而本文针对四旋翼飞行器的研究还要考虑不同旋翼间涡结构的相互干扰,对这些涡结构演化过程进行高置信度模拟是进行机理性研究的前提。传统的雷诺平均 N-S 方程(RANS)由于附加了较大的非物理黏性,存在较大的数值耗散^[13]。为兼顾计算精度和计算效率,在 StarCCM+求解器中,选用 DES 方法来对涡环状态进行数值模拟,其基本思想是在湍流附面层内采用 RANS 方法进行求解,而在湍流充分发展区域采用大涡模拟(LES)进行求解。本文采用基于 S-A^[14]—方程湍流模型的 DES 方法^[15]来模拟多旋翼脱落涡结构的演化过程,积分形式的主控方程可写为

式 $\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \bar{v} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (F_{c,T} - F_{v,T}) dS = \int_{\Omega} Q_T d\Omega$ (1) 中: $\bar{v}$ 为黏性系数; $F_{c,T}$ 为对流量项; $F_{v,T}$ 为黏性通量项; Q_T 为源项,其中包含生成项和破坏项等。

在 DES 方法中,通过将当地网格尺度与 RANS 计算得到的网格中心到壁面的法向距离 $\tilde{d}$ 进行比较,完成 RANS 方法和 LES 方法之间的转换。DES 方法中的长度尺度可以定义为

$$\tilde{d} = \min(d_{RANS}, C_{DES}\Delta) \tag{2}$$
 式中, C_{DES} 为常数。 Δ 为网格单元的特征尺度, $\Delta = \max(\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z)$ 。当 $d_{RANS} < C_{DES}\Delta$, 计算模型采用 RANS 方法; 而当 $d_{RANS} > C_{DES}\Delta$ 时, 则采用 LES 方法进行求解。

本文采用嵌套网格方法高置信度地模拟旋翼对流场的作用,也为主控方程(见(1)式的右端项)提供源项。嵌套网格方法包含挖洞^[16]和贡献单元搜索^[17],通过这 2 个步骤确定桨叶相对于机体的空间位置。

对于主控方程的计算求解,在空间离散方面,采用迎风 Roe 格式^[18]针对控制面对流量进行计算。在时间推进方面采用双时间方法,并在每个伪时间步使用高效的隐式 LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-seidel) 推进格式^[19]。

1.2 计算模型与网格划分

本文采用的四旋翼飞行器简化模型中 1 副旋翼有 2 片桨叶, X 轴正方向指向机头, Y 轴正方向指向机身左侧, Z 轴正方向竖直向上。全机基本参数如表 1 所示。

表 1 全机基本参数	
全机参数	参数值
桨叶直径/m	1.55
总距/(°)	10
旋翼转速/(r · min ⁻¹)	700
前后旋翼轴间距/m	1.577
左右旋翼轴间距/m	1.577
机身高度/m	0.4
全机质量/kg	17

本文重点研究涡环状态下旋翼与旋翼之间的气动干扰,图 1 为利用 STAR-CCM+软件生成的非结构网格,棱柱层数有 10 层,网格增长率为 1.1,第一层高度为 8.5×10^{-5} m,保证满足湍流模型计算所使用壁面函数的 y^+ 条件。单片桨叶嵌套网格单元数量约为 50 万,背景网格单元数量约为 700 万。

流场区域呈圆柱体形,底部设定为速度进口边界条件,顶部和侧壁设定为压力出口边界条件。时间步长为旋翼旋转 1°所需时间,约为 0.000 24 s。考虑到在模拟湍流流场时,DES 方法仍需要大量的计算资源和计算时间,计算成本较高,本文选择先用

RANS 方法对流场进行初始计算 10 圈,当流场得到充分发展时改用 DES 方法计算 10 圈,对流场数据进行输出。

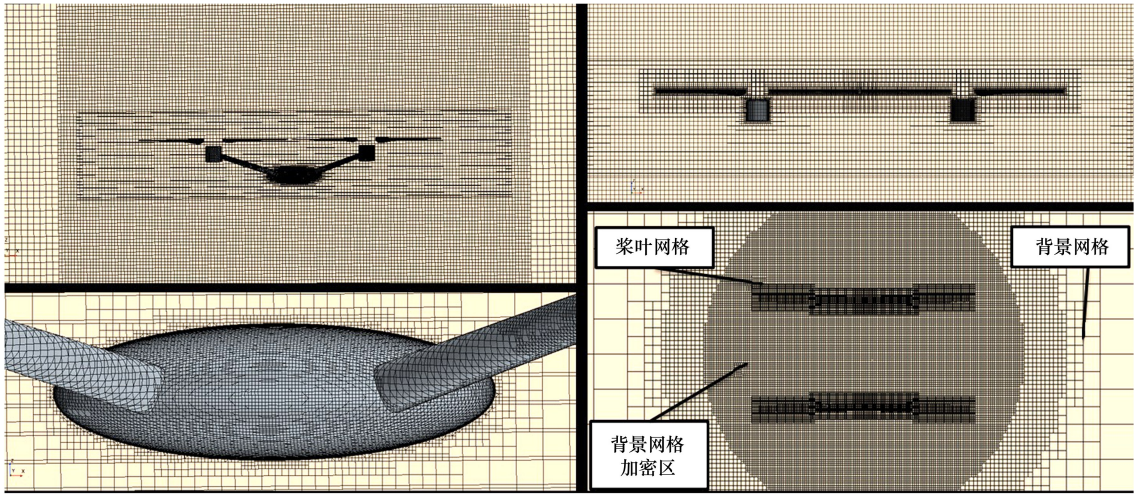


图 1 网格划分

1.3 算例验证

为了验证本文采用的 DES+嵌套网格数值模拟方法的准确性,选取文献[20]中的试验数据作为本文的验证算例。该试验覆盖了涡环状态的前、中、后 3 个阶段。旋翼模型为 BO-105 的旋翼缩比模型 (1 : 4.9),一共 4 片桨叶,翼型为 NACA23012,旋翼直径为 2 m,试验转速 n 为 2 100 r/min,总距 7.4° 。

图 2~3 展示了不同垂直下降速度下旋翼拉力与功率的试验结果与计算结果的对比。其中, T_h 和 P_h 分别表示悬停状态下的旋翼拉力和旋翼功率,数值模拟与试验结果高度一致。这表明本文采用的 DES+嵌套网格方法能够有效模拟旋翼在涡环状态不同阶段的气动特性。

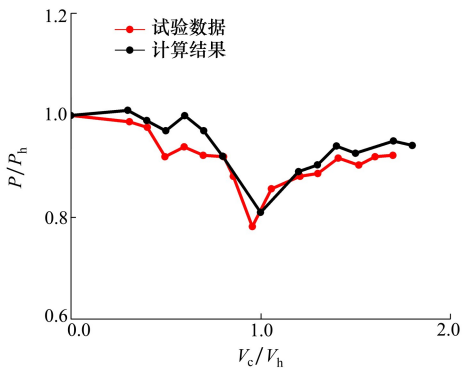


图 3 不同垂直下降速度的旋翼功率变化曲线

2 涡环状态气动特性分析

为了对四旋翼飞行器涡环状态的演化过程进行全面深入的研究,本文采用高-辛判据^[7]将整个演化过程划分为涡环前期、中期及后期 3 个阶段,对每个阶段的耦合流场、非定常气动载荷特征及内在机理均进行了分析。

2.1 涡环状态前期气动特性分析

根据高-辛判据,当 $V_c \leq 0.7V_h$ 时^[7] 被认为是涡环状态的前期。其中, V_h 为悬停状态下旋翼桨盘诱导速度, V_c 是飞行器垂直下降速度。在本小节中,对孤立旋翼和四旋翼在垂直下降速度 $V_c = 1.9 \text{ m/s}$ ($V_c \approx 0.7V_h$) 条件下的旋翼流场进行了模拟分析。

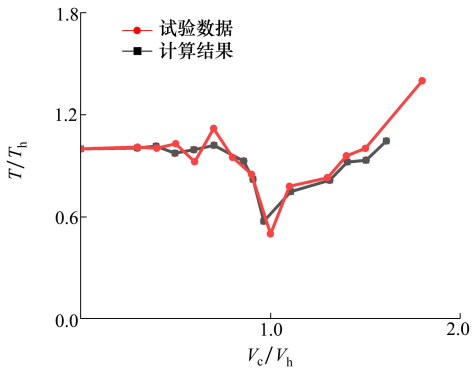


图 2 不同垂直下降速度的旋翼拉力变化曲线

图 4 给出了悬停和涡环前期状态下四旋翼飞行器 1 号旋翼的拉力时间历程曲线,并与孤立旋翼情形进行了对比。

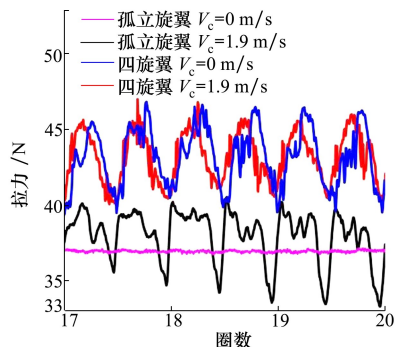


图 4 悬停状态和涡环状态前期拉力时间历程曲线

可以看到,由于旋翼间气动干扰,在悬停状态下,1 号旋翼的拉力出现明显的非定常波动,最大波动幅度为时均值的 11%。进入涡环前期后,与孤立旋翼情形变化趋势相反,1 号旋翼拉力的非定常水平反而出现小幅度降低,拉力的波动幅度减小了 3%,且与孤立旋翼情形相比,1 号旋翼拉力在涡环状态前期的非定常波动幅度减小了 28%,这意味着多旋翼构型旋翼间的气动干扰能够削弱其涡环前期状态带来的不利影响。此外,对非定常气动载荷的时均分析表明,受旋翼间气动干扰的影响,1 号旋翼拉力在悬停和涡环前期状态下的时均值相较于孤立旋翼分别提升了 15% 和 17%。这充分说明,在进行多旋翼飞行器性能评估时,不能忽略旋翼间的气动干扰。

图 5~6 进一步给出了涡环前期状态下的全机力矩特征,并给出悬停状态数据作为对比。

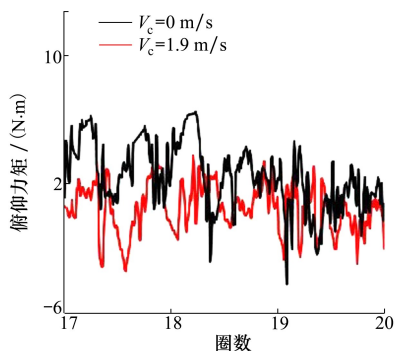


图 5 涡环状态前期俯仰力矩时间历程曲线

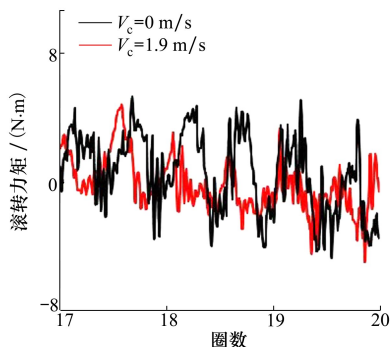


图 6 涡环状态前期滚转力矩时间历程曲线

由图 5~6 可见,进入涡环状态前期的全机俯仰和滚转力矩的非定常振荡程度有小幅减小,减幅达到 26% 和 30%。这可能是因为旋翼间气动干扰使得拉力的非定常水平减弱,进而减小了全机俯仰和滚转力矩的非定常波动幅度。

为分析上述现象的内在机理,图 7~8 分别给出了涡环前期孤立旋翼对称平面及四旋翼飞行器前后旋翼中心平面($y=0.7885\text{ m}$)的涡量云图。孤立旋翼进入涡环前期后,部分旋翼的下洗流被桨盘外端重新吸入,形成典型的环流结构。然而,四旋翼飞行器在涡环前期的流动特征明显不同:一方面,前后旋翼相邻区域内的涡结构较少且涡量较小,这表明从 2 副旋翼脱出的桨尖涡结构发生了涡-涡干扰并相互抵消的现象;另一方面,下洗流向下运动约 2 倍旋翼直径距离后,部分气流向外、向上卷起再次被前后旋翼吸入,形成覆盖整个桨盘的巨大环流结构。这种环流的非定常特性导致四旋翼的旋翼和整体气动载荷出现显著的非定常波动,而前后旋翼相邻区域的涡-涡干扰又削弱了脱落涡结构对旋翼气动载荷的非定常诱导作用,从而使得涡环前期状态下旋翼的非定常波动幅度要弱于悬停状态。

图 9 定量给出了旋翼上方的垂向速度分布。定量分析表明,孤立旋翼平均诱导速度为 -2 m/s ,而四旋翼仅为 -1.5 m/s 。这导致孤立旋翼的有效迎角低于四旋翼,从而使得四旋翼的旋翼拉力高于孤立旋翼情形。

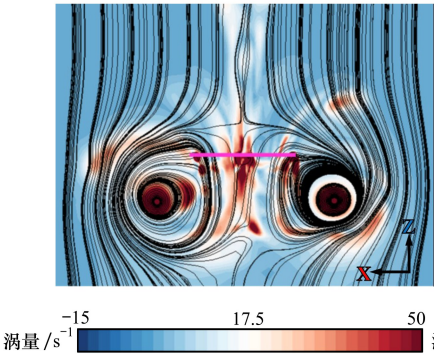


图 7 涡环状态前期孤立旋翼涡量云图

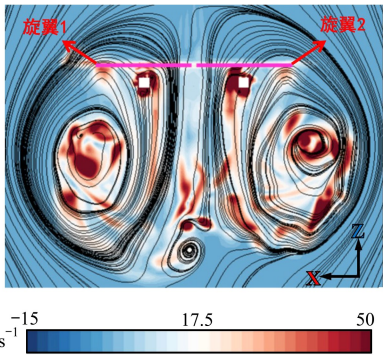


图 8 涡环状态前期四旋翼 $y=0.7885\text{ m}$ 平面涡量云图

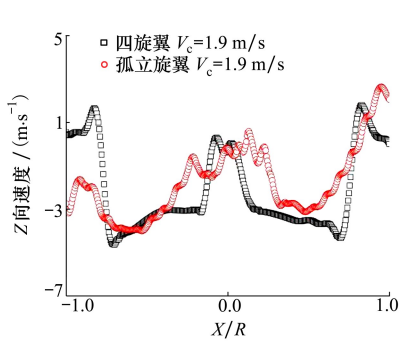


图 9 涡环状态前期桨盘上方 0.1 m 处 Z 向速度展向分布

2.2 涡环状态中期气动特性分析

根据高-辛判据,当 $0.7V_h \leq V_c \leq 1.9V_h$ 时,飞行器处于涡环状态的中期阶段,此时涡环现象表现最为剧烈。本小节以垂直下降速度 $V_c = 2.7\text{ m/s}$ ($V_c \approx V_h$) 为研究状态,继续分析涡环中期下流场特性和气动载荷特征。

图 10 为涡环状态中期四旋翼飞行器 1 号旋翼的拉力时间历程曲线,并给出了相应的孤立旋翼情形作为对比。与传统的涡环中期现象类似,进入涡环状态中期后,1 号旋翼的拉力出现大幅下降,降幅达到 30%;并且拉力的非定常振荡更加剧烈,相较于涡环前期,增幅达到 80%。然而,与孤立旋翼情形相比,由于旋翼间的气动干扰,1 号旋翼的拉力非定常波动幅度有所减小,减幅达到了 21%。此外,1 号旋翼的时均拉力也较孤立旋翼情形高 11%。这表明,即使进入涡环中期,旋翼间的气动干扰同样可以削弱旋翼气动载荷的非定常水平,这有利于全机的姿态稳定和操纵。

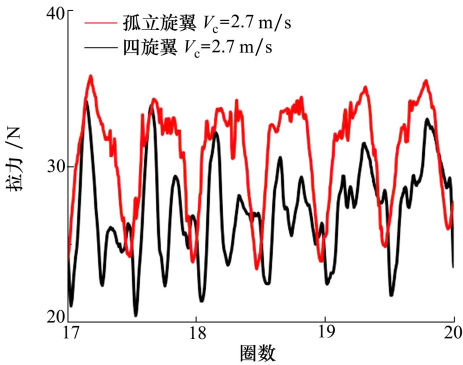


图 10 涡环状态中期拉力时间历程曲线

矩特征。进入涡环状态中期,由于各个旋翼拉力的非定常振荡水平更加剧烈,使得全机俯仰和滚转力矩的非定常波动加剧,最大波动幅度分别约为时均值的 300% 和 260%。这会使得飞行器姿态出现明显振荡,影响飞行安全。

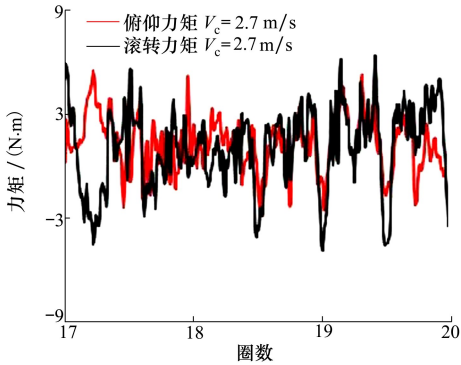


图 11 涡环状态中期全机力矩时间历程曲线

图 12~13 给出了涡环中期孤立旋翼对称平面和四旋翼飞行器前后旋翼中心平面 ($y=0.7885\text{ m}$) 的涡量云图。图中可见,进入涡环中期后,旋翼的脱落涡结构明显向桨盘靠近,导致其对桨盘的非定常诱导作用增强,从而使得旋翼气动载荷的波动幅度增加(见图 10)。同时,值得注意的是,相较于孤立旋翼情形,四旋翼飞行器流场内脱落涡的结构尺寸和涡量均更小(见图 13),这意味着前后旋翼的涡结构由于旋向相反,出现了干扰相消现象。这使得四旋翼飞行器 1 号旋翼的非定常水平显著低于孤立旋翼情形。

图 14 定量给出了旋翼上方的垂向速度分布。定量分析表明,孤立旋翼和四旋翼情形下的平均诱导速度分别为 -3.5 m/s 和 -2.8 m/s ,使得孤立旋翼

图 11 进一步给出了涡环中期状态下的全机力

的相对迎角较小,进而导致孤立旋翼的拉力比四旋翼情形下的拉力小(见图 10)。

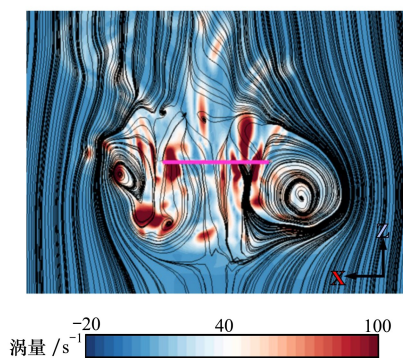


图 12 涡环状态中期孤立旋翼涡量云图

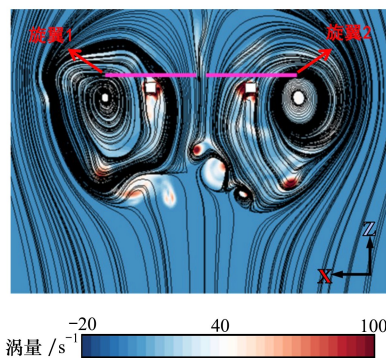


图 13 涡环状态中期四旋翼 $y=0.788\ 5\text{ m}$ 平面涡量云图

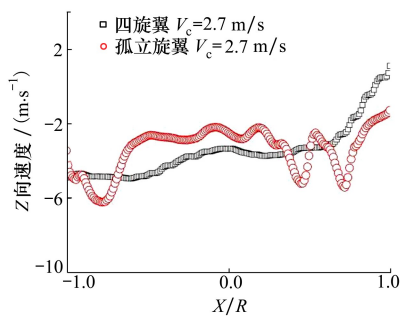


图 14 涡环状态中期桨盘上方 0.1 m 处 Z 向速度展向分布

2.3 涡环状态后期气动特性分析

当 $V_c \geq 1.9V_h$ 时,飞行器进入到涡环状态的后期,也称为类风车状态^[7]。本小节以垂直下降速度 $V_c = 5.4\text{ m/s}$ ($V_c \approx 2V_h$) 为研究状态,继续分析涡环后期下的流场特性和气动载荷特征。

图 15 为涡环状态后期四旋翼飞行器 1 号旋翼的拉力和扭矩时间历程曲线。与预期相符的是,进入涡环后期后,1 号旋翼的拉力时均值增大了 41%,且拉力的非定常波动程度相较于中期减弱,减幅约为 50%。不仅如此,与孤立旋翼情形相比,其气动载荷的非定常水平减幅也更为显著。定量分析表明,1 号旋翼的拉力较孤立旋翼情形高 27%,且 1 号旋翼拉力的非定常波动幅度较孤立旋翼情形减小了 40%,较中期的 21%减幅显著提升。这意味着,在涡环后期,旋翼间气动干扰对旋翼非定常气动载荷的影响更为显著。

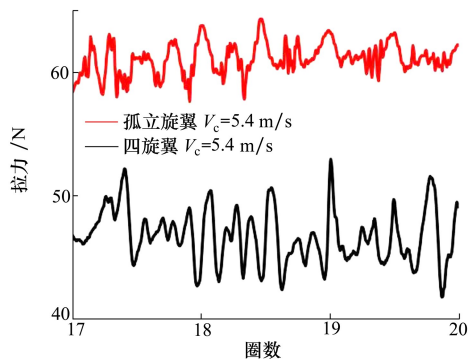


图 15 涡环状态后期拉力时间历程曲线

图 16 进一步给出了涡环状态后期的全机力矩特征。进入涡环状态后期,由于旋翼拉力的非定常

水平显著降低,全机俯仰和滚转力矩的波动幅度也明显减小,减幅分别为 14% 和 19%。这也意味着,进入涡环后期后,全机的姿态振荡会减弱,这将有利于飞行员的操纵。

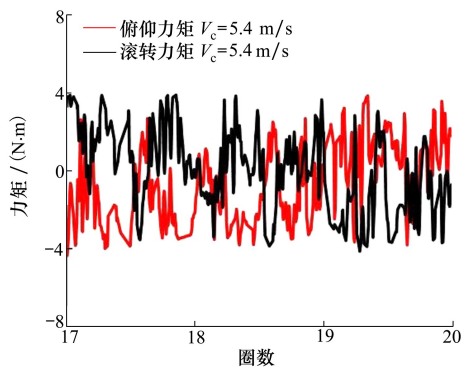


图 16 涡环状态后期全机力矩时间历程曲线

图 17~18 分别展示了涡环后期孤立旋翼对称平面及四旋翼飞行器 $y = 0.788\ 5\text{ m}$ 平面的涡量云图。在涡环状态后期,孤立旋翼的下洗流被气流吹至桨盘上方约 1 倍旋翼直径后重新吸入,形成了环流结构。然而,四旋翼飞行器的流场特征截然不同:由于前后旋翼之间的涡-涡干扰,桨盘上方出现大量细小的涡结构,而没有形成完整的环流结构。这些小尺寸的涡结构,一方面会对旋翼产生诱导作用,使得旋翼非定常气动载荷的频率成分更加复杂;另一方面,由于能量相对较小,又会导致其诱导作用减小,从而使得旋翼气动载荷的非定常水平降低。

为直观地分析气动力变化的内在原因,图 19 定量给出了旋翼上方的垂向速度分布。定量结果表明,孤立旋翼和四旋翼情形下,桨盘上方的平均诱导

速度分别为 -1.5 m/s 和 0.2 m/s 。因此四旋翼情形下的旋翼相对迎角增大,四旋翼情形下的旋翼拉力较孤立旋翼情形的高 27%。

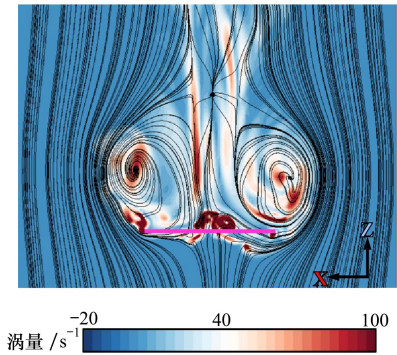


图 17 涡环状态后期孤立旋翼涡量云图

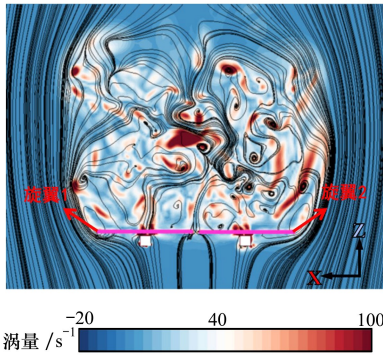


图 18 涡环状态后期四旋翼 $y=0.7885\text{ m}$ 平面涡量云图

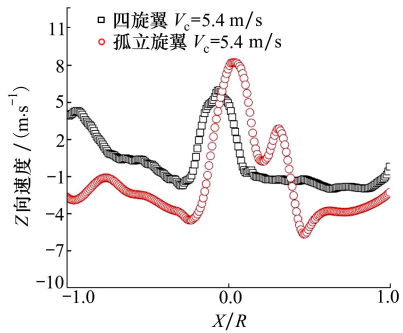


图 19 涡环状态后期桨盘上方 0.1 m 处 Z 向速度展向分布

整体地观察旋翼间气动干扰对涡环演化过程中时均气动载荷的影响,在涡环状态的不同阶段,由于旋翼间的干扰,四旋翼的拉力相较于孤立旋翼有所增加,且增加幅度各异。随着垂直下降速度的增加,旋翼间干扰对拉力的影响程度呈现出先减小后增加的趋势。在涡环状态中期,干扰对拉力的影响最小,而在后期达到最大。

3 结 论

本文分别对孤立旋翼和四旋翼飞行器耦合流场采用 DES 数值模拟方法进行了高精度仿真,并且使用嵌套网格方法对涡环状态旋翼尾流复杂影响进行分析。通过对不同垂直下降速度下四旋翼飞行器的流场以及非定常气动载荷波动情况的分析研究,得

到了以下结论:

- 1) 在四旋翼飞行器进入涡环状态前期阶段,各旋翼均分别形成了一个尺寸更大、覆盖整个桨盘的环流结构。相比孤立旋翼情形,旋翼间的气动干扰使得四旋翼飞行器旋翼拉力的时均值提高了 17%,而旋翼拉力的非定常波动幅度降低了 28%;
- 2) 进入涡环中期后,四旋翼涡结构向桨盘平面靠近,导致其气动载荷非定常水平增大,全机俯仰和滚转力矩波动幅度达到时均值的 3 倍和 2.6 倍,但相较于孤立旋翼情形,由于旋翼间的涡-涡干扰相消现象,其非定常波动幅度则降低了 21%。
- 3) 在涡环状态后期,旋翼间涡结构的干扰使得四旋翼飞行器桨盘上方流场未形成明显环流,而是存在大量小尺寸涡结构,这使得四旋翼飞行器旋翼拉力时均值比孤立旋翼情形增加了 27%,而旋翼拉力波动幅度减少 40%。

参考文献:

[1] PICKLES D J, ZAGAGLIA D, BUSSE A, et al. Vortex ring state of a shrouded rotor: an experimental survey[J]. Experiments in Fluids, 2023, 64(4): 69

[2] SURMACZ K, RUCHAŁA P, STRYCZNIEWICZ W. Wind tunnel tests of the development and demise of vortex ring state of the rotor[C] // Proceedings of the 3rd Polish Congress of Mechanics and 21st International Conference on Computer Methods in Mechanics, 2015: 8-11

[3] VEISMANN M, DOUGHERTY C, GHARIB M. Effects of rotor separation on the axial descent performance of dual-rotor configurations[J]. Flow, 2023, 3: E7

[4] TALAEIZADEH A, ANTUNES D, PISHKENARI H N, et al. Optimal-time quadcopter descent trajectories avoiding the vortex ring and autorotation states[J]. Mechatronics, 2020, 68: 102362

[5] WOLKOVITCH J. Analytical prediction of vortex-ring boundaries for helicopters in steep descents[J]. Journal of the American

- Helicopter Society, 1972, 17(3): 13-19
- [6] PETERS D A, CHEN S Y. Momentum theory, dynamic inflow, and the vortex-ring state[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1982, 27(3): 18-24
- [7] 辛宏, 高正. 直升机涡环区域边界包线的确定[J]. 气动实验与测量控制, 1996, 10(1): 14-19
XIN Hong, GAO Zheng. A prediction of the helicopter vortex-ring state boundary [J]. Aerodynamic Experiment and Measurement & Control, 1996, 10(1): 14-19 (in Chinese)
- [8] STALEWSKI W, SURMACZ K. Investigations of the vortex ring state on a helicopter main rotor based on computational methodology using URANS solver[C]//Proceedings of 9th EASN International Conference on "Innovation in Aviation & Space", 2019
- [9] 王军杰, 陈仁良, 王志瑾, 等. 倾转旋翼机涡环状态数值模拟及数学建模[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2023, 55(4): 35-43
WANG Junjie, CHEN Renliang, WANG Zhijin, et al. Numerical simulation and mathematical modeling of vortex ring state of tiltrotor aircraft[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2023, 55(4): 35-43 (in Chinese)
- [10] 高泽明, 邵雪明, 王家鼎, 等. 垂直下降状态下螺旋桨气动特性及涡环特征[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(10): 1-11
GAO Zeming, SHAO Xueming, WANG Jiading, et al. Aerodynamic characteristics and vortex ring features of propeller in vertical descent[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2024, 42(10): 1-11 (in Chinese)
- [11] 付炜嘉, 马经忠, 李杰. 悬停状态旋翼桨尖涡 IDDES 方法数值模拟研究[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(1): 195-202
FU Weijia, MA Jingzhong, LI Jie. IDDES numerical simulation of rotor tip vortices in hovering[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37(1): 195-202 (in Chinese)
- [12] 王刚, 叶正寅. 运用非定常 DES 方法数值模拟三角翼大迎角流动[J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(4): 413-418
WANG Gang, YE Zhengyin. Study of the unsteady flow around a delta wing at high incidence using detached eddy simulation [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(4): 413-418 (in Chinese)
- [13] 李旭, 祝小平, 周洲, 等. 无人机着舰流场的数值模拟研究[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(1): 186-194
LI Xu, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou, et al. The numerical simulation of UAV's landing in ship airwake[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37(1): 186-194 (in Chinese)
- [14] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA-1992-0439, 1992
- [15] SPALART P R. Detached-eddy simulation[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2009, 41: 181-202
- [16] PETERSSON N A. Hole-cutting for three-dimensional overlapping grids[J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 2006, 21(2): 646-665
- [17] MEAKIN R L. A new method for establishing intergrid communication among systems of overset grids[R]. AIAA-1991-1586, 1991
- [18] DECONINCK H, ROE P L, STRUIJS R. A multidimensional generalization of Reo's flux difference splitter for the Euler equations[J]. Computers Fluids, 1993, 22(2): 215-222
- [19] PANDYA S A, VENKATESWARAN S, PULLIAM T H. Implementation of dual-time procedures in overflow[R]. AIAA-2003-0072, 2003
- [20] 黄明其, 兰波, 何龙. 旋翼模型垂直下降状态气动特性风洞试验[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2019, 51(4): 131-137
HUANG Mingqi, LAN Bo, HE Long. Wind tunnel test on aerodynamic characteristics of rotor model in vertical descent[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51(4): 131-137 (in Chinese)

Research of effect of aerodynamic interference between rotors on vortex ring state of quadrotor aircraft

LI Yinhan, SU Dacheng, YANG Renguo, WU Linghua, HUANG Shuilin
(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics(China Helicopter Research and Development Institute),
Jingdezhen 333001, China)

Abstract: To investigate the impact of the aerodynamic interference among multirotors on the characteristics of vortex rings and their underlying mechanisms, a combination of detached eddy simulation (DES) and overset grid methods to simulate the unsteady aerodynamic load variations of quadrotor aircraft under vortex ring conditions is employed. The results indicate that for the quadrotor drone used in this study, in the early stage of the vortex ring state, due to aerodynamic interference between the rotors, a large-scale circulation structure covering the entire rotor disk is formed. The rotor thrust increases by 17% comparing to the average value of isolated rotors, and the magnitude of unsteady fluctuations decreases by 28%. The aerodynamic interference between the rotors alleviates the adverse effects of the vortex ring state. In the mid-stage, the circulation structure shifts upward and becomes more symmetrical, with the positive effects of aerodynamic interference weakening; however, it still results in a thrust increase of 11% comparing to isolated rotors and a drop of 21% in unsteady fluctuations. In the later stage, the circulation phenomenon above the rotor disk disappears, resulting in a 27% thrust increase comparing to isolated rotors and a drop of 40% in unsteady fluctuations. The interference effects between the rotors accelerate the aircraft's escape from the vortex ring circulation. Aerodynamic interference between the rotors plays a significant role in the performance of the quadrotor drone at different stages of the vortex ring state, particularly showing a remarkable positive effect in the later stage.

Keywords: vortex ring state; quadrotor aircraft; aerodynamic interference; detached eddy simulation

引用格式: 李垠翰, 苏大成, 杨仁国, 等. 旋翼间气动干扰对四旋翼飞行器涡环状态影响研究[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(5): 853-861
LI Yinhan, SU Dacheng, YANG Renguo, et al. Research of effect of aerodynamic interference between rotors on vortex ring state of quadrotor aircraft[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(5): 853-861 (in Chinese)