DOI:10.11918/202203036

# 倾转旋翼机涡环状态数值模拟及数学建模

# 王军杰,陈仁良,王志瑾,裴诗源

(直升机旋翼动力学国家级重点实验室(南京航空航天大学),南京 210016)

摘 要:倾转旋翼机垂直下降或斜下降过程中包含极为危险的涡环状态,为掌握涡环状态下其气动载荷、流场变化规律,建立 涡环边界数学模型,为相应飞行仿真和飞行试验提供数学模型。采用基于滑移网格技术的 CFD 方法模拟了倾转旋翼机的涡 环状态,研究了倾转旋翼机垂直下降飞行时涡环状态流场、力和力矩的演变规律,提出了倾转旋翼机涡环边界计算方法,并得 出了涡环边界解析表达式。结果表明:与直升机涡环状态的主要区别为,倾转旋翼机的机翼降低了单个旋翼涡环状态的影 响,但倾转旋翼机旋翼分布的对称性,提高了飞行器滚转力矩失衡的风险;倾转旋翼机垂直下降速率 v<sub>H</sub>/v<sub>h</sub> 为 0.9 左右时,会 进入成熟的涡环状态,旋翼拉力损失最大,为 18%;倾转旋翼机垂直下降时的涡环状态对应的下降速率为 0.583 ≤ v<sub>H</sub>/v<sub>h</sub> ≤ 1.516,风险一方面来源于倾转旋翼机左、右两部分旋翼拉力不对称导致倾覆,一方面来源于倾转旋翼机旋翼拉力损失过大导 致坠毁;根据涡环状态危险程度,建立了垂直下降和斜下降状态的涡环边界数学模型。结果可为倾转旋翼机的设计和安全飞 行提供下降速度规避依据。

关键词:倾转旋翼机;计算流体力学;涡环状态;涡环边界;气动干扰

#### 中图分类号: V211.44 文献标志码: A 文章编号: 0367-6234(2023)04-0035-09

## Numerical simulation and mathematical modeling of vortex ring state of Tiltrotor aircraft

WANG Junjie, CHEN Renliang, WANG Zhijin, PEI Shiyuan

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics), Nanjing 210016, China)

**Abstract**: The vertical and oblique descend states of Tiltrotor involve extremely dangerous vortex ring state (VRS). To master the aerodynamic load and flow field changes of Tiltrotor in the VRS, the vortex ring boundary mathematical model was established, targeted for corresponding flight simulation and flight test. The CFD method based on slip grid technology was implemented to simulate the VRS of the Tiltrotor, the evolution of the flow field, force and moment of the VRS during the vertical descent flight of the Tiltrotor, with the calculation method of the VRS boundary proposed and the analytical expression of the risk zone of the VRS presented. The results show that the wing of the Tiltrotor reduces the influence of the VRS of single rotor, yet the symmetry of the Tiltrotor rotor increases the risk of unbalanced rolling moments; the Tiltrotor tends to enter the mature VRS when the descent rate  $v_{H}/v_{h}$  is 0.9, with the rotor-lift loss reaching the vertical descent state, risk may arise from the overturning caused by the unbalanced lift of the left and right rotors of the Tiltrotor, and from the crash caused by the excessive rotor-lift loss of the dangerous degree of VRS, the vortex ring boundary mathematical models of vertical and oblique descent states are attempted, providing a basis for the design and safe flight of the Tiltrotor. **Keywords**: Tiltrotor aircraft; computational fluid dynamics; vortex ring state; vortex ring boundary; aerodynamic interference

旋翼类飞行器在高下降速度和接近垂直下降角 度下降时,会陷入称为涡环状态(VRS)的高度不稳 定和湍流的飞行状态,升力、扭矩、俯仰和滚转力矩 均发生不规则变化,使飞行器振动,极易导致飞行器 坠毁<sup>[1]</sup>。倾转旋翼机有左、右两副旋翼,在下降过 程中两副旋翼均可能遭遇涡环问题,不仅存在类似

收稿日期:2022-03-11;录用日期:2022-07-01;网络首发日期:2023-03-07 网络首发地址:https://kns.cnki.net/kcms/detail/23.1235.T.20230306.1742.007.html 基金项目:国家自然科学基金(11672128);江苏省研究生科研与实践创新计划(KYCX20\_0217) 作者简介:王军杰(1990—),男,博士研究生;陈仁良(1963—),男,教授,博士生导师;王志瑾(1962—),女,教授,博士生导师 通信作者:陈仁良,crlae@nuaa.edu.cn

直升机旋翼拉力降低导致坠毁的问题,而且也存在 因涡环状态导致旋翼两边拉力不对称、滚转力矩失 衡而倾覆的问题,更需要重视其飞行安全。美国的 倾转旋翼机 V-22 的几次坠机事故与涡环状态的影 响相关,因为倾转旋翼机在下降过程中,对称的旋翼 的涡环产生非对称破碎,倾转旋翼机滚转力矩失衡 而侧翻。基于此,研究倾转旋翼机的涡环状态特性, 了解其涡环状态时流场的演变规律,制定准确的倾 转旋翼机的涡环边界,对倾转旋翼机的设计和安全 飞行具有重要意义。

Stack<sup>[2]</sup>在水洞中模拟了旋翼涡环状态的流场, Green 等<sup>[3]</sup>通过 PIV 试验研究了涡环状态的流场变 化,该类文献通过试验研究揭示了涡环状态的演变 规律。Johnson<sup>[4]</sup>使用风洞和飞行试验数据,给出了 基于动量理论的旋翼的涡环模型。Wolkovitch<sup>[5]</sup>提 出利用动量理论结合试验数据预测涡环边界的方 法,制定了 Wolkovitch 判据。Peter 等<sup>[6]</sup>引入了动态 入流理论,重新计算了涡环状态的边界,并制定 Peter 判据。辛宏等<sup>[7]</sup>对直升机垂直下降涡环状态 进行了实验研究,并制定了高/辛判据涡环边界模 型。Brown 等<sup>[8]</sup>使用涡量传输模型对在涡环状态附 近和涡环状态内运行的旋翼的涡流尾流进行了高分 辦率计算模拟,模拟了涡环的运动规律。Prasad 等<sup>[9]</sup>提出了环形涡流理论模型,可用于实时仿真。 黄明其等<sup>[10]</sup>通过试验,研究了直升机旋翼的涡环特 性,并给出了参数对涡环特性的影响。Betzina<sup>[11]</sup>采 用试验方法研究了倾转旋翼机进入涡环状态时的气 动特性,主要集中在旋翼力和扭矩的变化。Takii 等<sup>[12]</sup>采用 CFD 方法研究了倾转旋翼机的涡环状态 时涡量的变化细节,表现了倾转旋翼机涡环状态流 场的复杂性。但该类研究仍存在不足:一方面,机翼 干扰对旋翼涡环状态的影响较大,相关研究较少采 用数值模拟方法,难以模拟倾转旋翼机涡环状态的 演变细节和非定常流场:另一方面,相关涡环边界模 型均以直升机为主,而关于倾转旋翼机的涡环边界 模型在国内外文献中较少。

针对上述问题,采用基于非结构滑移网格技术 生成围绕旋翼和机翼的高质量网格,建立一套考虑 机翼对旋翼涡环状态干扰的数值模拟方法,分析垂 直下降状态下倾转旋翼机的涡环状态的演化过程以 及旋翼受力和扭矩的变化规律,建立垂直和斜下降状 态下倾转旋翼机的涡环边界模型,并制定改出策略。

1 计算方法

#### 1.1 几何模型

研究的倾转旋翼机构型如图 1(a),倾转旋翼机

下降时旋翼的涡环状态干扰主要来源于机翼与旋翼 之间干扰,机身对旋翼涡环状态影响较小,为了研究 方便,忽略机身;为了提高计算效率,采用对称的方 式,对模型进行简化,如图1(b),主要参数见表1。



ing i noodalah madal

#### 表1 倾转旋翼机简化计算模型主要参数

Tab. 1 Parameters of the simplified calculation model of the Tiltrotor

旋翼半径/m	桨叶片数/片	旋翼负扭/(°)	旋翼等效 弦长/m	旋翼翼型
0.58	3	30	0.058	NACA0012
机翼展长/m	机翼弦长/m	机翼安装 角/(°)	机翼根梢比	机翼翼型
2.2	0.3	3	1	EPPLER748

#### 1.2 网格划分

根据倾转旋翼机存在"旋翼运动,机翼静止"的 特点,采用非结构滑移网格技术处理旋翼网格运动 的问题,将计算域划分为包含旋翼的动域和包含机 翼的静域。倾转旋翼机的旋翼、机翼附面层网格采 用棱柱体网格生成,其他部分网格采用非结构网格。

为了确认网格无关性,考虑了黏性效应的影响, 分别分析了旋翼第1层边界层网格的高度和网格密 度对计算结果的影响。

参考旋翼的弦长,研究的倾转旋翼机的旋翼处 的雷诺数处于 10<sup>5</sup>~10<sup>6</sup>范围,雷诺数较低,边界层 具有较为复杂的流动结构。需要适当的边界层网格 来更好地模拟边界层内的黏性相互作用以及在进入 涡环状态期间发生的复杂流动结构。在网格独立性 验证中,边界层网格采用逐步加密的方式,第1 层边 界层网格的网格高度(*d*<sub>1</sub>)分别设置为 0.000 10, 0.000 05,0.000 03,0.000 01 m,增长率设置为1.1, 总层数为15。表 2 展示了不同网格高度对计算结 果的影响,*d*<sub>1</sub>=0.000 03 m 的网格高度可以满足计 算要求。

在研究网格密度对计算结果的影响中,分别对 动域、静域、整体加密的方式生成网格。网格节点总 数分别为1000万、1300万、2000万和800万。网 格密度对计算结果的影响见表3。考虑到计算的准 确性和经济性,选用1300万个网格节点计算模型 的气动性能。

#### 表2 旋翼第1层网格高度对旋翼拉力的影响

Tab. 2 Lift coefficient of the rotor with different heights of the first boundary layer

第1层网格高度 d <sub>1</sub> /m	拉力系数	迭代相对误差/%
0.000 10	0.014 75	初值
0.000 05	0.014 53	1.49
0.000 03	0.014 44	0.62
0.000 01	0.014 40	0.28

#### 表 3 网格密度对计算结果的影响

Tab. 3 Influence of grid density on calculation results

网格数量/万	拉力系数	迭代相对误差/%
1 000	0.014 30	初值
1300 (动域加密)	0.014 44	0.98
2000(整体加密)	0.014 52	0.07
800(整体稀化)	0.013 81	4.89

网格无关性验证表明,1 300 万个节点、第1层 边界层网格高度为0.000 03 m的计算网格可以满 足计算精度要求。倾转旋翼机的网格如图2 所示。



(a)旋翼的边界层网格



(b) 旋翼和机翼的边界层网格



(c) 旋翼网格



(d) 整体网格图 2 网格示意图Fig. 2 Grid diagram

#### 1.3 控制方程

计算的旋翼转速为2400 r/min, Ma > 0.3, 飞行 器处于低雷诺数环境, 考虑黏性影响, 考虑压缩性影 响。控制方程为雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程, 守恒形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \boldsymbol{W} \mathrm{d}\boldsymbol{\Omega} + \int_{\partial \Omega} (\boldsymbol{F}_{c} - \boldsymbol{F}_{v}) \, \mathrm{d}\boldsymbol{s} = \int_{\Omega} \boldsymbol{Q} \mathrm{d}\boldsymbol{\Omega} \qquad (1)$$

式中:Q为源项, $\Omega$ 为控制体单元体积, $d\Omega$ 为控制体 表面单元面积,ds为微元面积。

守恒变量 W 表达式为

$$\boldsymbol{W} = \begin{bmatrix} \rho & \rho u & \rho v & \rho w & \rho E \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$
(2)

式中: ρ 为密度, E 为单位质量的总能量, u、v、w 为绝 对速度在坐标系的分量。

对流通量 $F_e$ 的表达式为

$$\boldsymbol{F}_{c} = \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + n_{x} p \\ \rho v V + n_{y} p \\ \rho w V + n_{z} p \\ \rho H V \end{bmatrix}$$
(3)

式中:p 为流体静压,单位质量总焓  $H = E + p/\rho$ ,面 上法向速度  $V = V \cdot n = n_x u + n_y v + n_z w$  和单元表面 法矢量  $n = [n_x \quad n_y \quad n_z]^T$ 。 黏性通量  $F_x$  表达式为

$$\boldsymbol{F}_{v} = \begin{bmatrix} 0 \\ n_{x}\tau_{xx} + n_{y}\tau_{xy} + n_{z}\tau_{xz} \\ n_{x}\tau_{yx} + n_{y}\tau_{yy} + n_{z}\tau_{yz} \\ n_{x}\tau_{zx} + n_{y}\tau_{zy} + n_{z}\tau_{zz} \\ n_{x}\Theta_{x} + n_{y}\Theta_{y} + n_{z}\Theta_{z} \end{bmatrix}$$
(4)

式中: $\tau_{ij}$ 为黏性张量分量, $\mu$ 为分子黏性,k为热传导 系数, $\Theta$ 为黏性和热传导相关项。

#### 1.4 湍流模型

倾转旋翼机的旋翼具有相对较低的雷诺数,为 了准确模拟旋翼的桨尖涡和尾流,选用 k-ω SST (shear stress transport)湍流模型<sup>[13]</sup>,k-ω模型能准确 模拟湍流边界层底层流动,k-ε模型稳定性较好,对 存在复杂流动和可压缩流动适应性较好。k-ω SST 湍流模型能准确模拟倾转旋翼机的边界层流动和涡 环状态时的非定常流场。湍流模型对旋翼气动流场 特性的影响主要表现在对边界层流场的模拟,直接 关系到拉力和扭矩的计算精度,使用 k-ω SST 湍流 模型计算的边界层流速分布如图 3 所示,沿旋翼壁 面法线方向速度从 0 m/s 增长到 80 m/s(此处旋翼 相对速度),变化趋势符合边界层理论,可验证采用 SST 湍流模型的合理性。



Fig. 3 Boundary layer velocity distribution

#### 1.5 求解方法

求解 Navier-Stokes 方程的数值方法在空间和时间上单独离散。本文采用有限体积法进行空间离散,空间对流项离散采用近似 Riemann 求解器的Roe 格式。为了提高求解非定常流场的效率,采用双时间隐式 LU-SGS 迭代法进行时间离散<sup>[14]</sup>。

#### 1.6 方法验证

建立的数值模拟方法的准确性通过文献[15] 进行验证。Kolaei 等<sup>[15]</sup>进行了旋翼垂直下降时的 风洞试验,具体试验细节详见文献[15]。试验几何 模型采用 T-motor 18.0×6.1 的旋翼,直径为0.457 2m, 采用 DAVISSM 翼型,弦长和扭转角分布如图 4 所示。



图 4 T-motor 18.0 × 6.1 旋翼弦长和扭转角分布



根据网络划分中的网格设置方法生成网格,网格总数约600万,网格图如图5所示。旋翼转速设置为3000r/min。



图 5 验证模型的网格

Fig. 5 Grid of verification model

旋翼的拉力系数 C<sub>r</sub>和功率系数 C<sub>p</sub>分别由 CFD 计算值换算,换算公式为:

$$C_T = \frac{2T}{\rho A(\omega R)^2} \tag{5}$$

$$C_{P} = \frac{2Q}{\rho A R (\omega R)^{2}}$$
(6)

式中:*T*为 CFD 计算旋翼拉力,N;*Q*为 CFD 计算旋 翼扭矩,N・m;*p*为空气密度;*A*为旋翼桨盘面积,m<sup>2</sup>。

CFD 的计算结果与文献中的实验值对比如图 6 所示。从图 6 中可以看出,旋翼在下降速度较小和 下降速度较大时,拉力和功率的误差均较小,但在下 降速度为6m/s时,误差较大,此时可判断旋翼处于 涡环状态,总体来说,拉力系数误差最大值在5%以 内,功率系数误差最大值在20%以内。一方面,误 差来源于旋翼在涡环状态时的流动结构复杂,仿真 难度大。另一方面,误差来源于试验几何模型和 CFD 计算时网格无法准确捕捉流场。总体来说,本 文建立的 CFD 方法适用于倾转旋翼机涡环状态的 计算。



2 倾转旋翼机垂直下降状态气动变化

倾转旋翼机悬停时,旋翼转速为 2 400 r/min, 总距为 14°,单个旋翼拉力  $T_H$  为 199 N。根据动量 定理,旋翼悬停时的诱导速度  $v_h$  为

$$v_h = \sqrt{T_H / 2\rho A} \tag{7}$$

算出诱导速度  $v_h$  大小为 8.577 m/s。

图 7 为倾转旋翼机以不同下降速度 v<sub>H</sub>(垂直下降速度)垂直下降时的流线图,其中红色线为旋翼和机翼。由图 7(a)、7(b)可看出,倾转旋翼机下降率(v<sub>H</sub>/v<sub>h</sub>)较小,旋翼诱导速度远大于旋翼下降速度,仍然能卷起较大的环状涡,但环状涡离桨盘平面下方和桨尖均较远,环状涡体积较大,涡的强度不大,对倾转旋翼机的气动性能影响有限,旋翼力与扭

矩的波动不大。此时,旋翼的桨尖涡的自诱导速度 大于桨盘平面下降速度,大部分桨尖涡仍然能向下 运动直到耗散。旋翼形成的涡环离桨盘平面较远, 诱导速度占主导优势,但仍存在下方旋翼尾迹绕流 到旋翼上方,造成旋翼上方的入流场逐渐不连续,形 成颠簸等非定常现象,主要表现是旋翼气动力和力 矩出现脉动,机体出现轻微的振动,随着下降速度的 增大,非定常特性会更加明显。在 $v_h$  = 3 m/s 时 ( $v_{H}/v_h$  = 0.350)时,可看到涡环上部靠近桨盘平面, 说明倾转旋翼机此时开始进入涡环状态早期,此时 旋翼周围的气流紊乱不太严重,对旋翼升力和扭矩 影响不大。

由图 7(d) 可看出,  $v_h = 7 \text{ m/s}(v_H/v_h = 0.816)$ 时,旋翼进入涡环状态中期。此时,涡环的涡核半径 不断增大,但环状涡体积逐渐减小,涡环的强度增 大。随着倾转旋翼机下降率的增大,自由流和诱导 速度共同作用,使得旋翼桨尖涡和尾迹聚集在旋翼 下方,向旋翼周围输运,形成靠近桨盘平面外围的环 状涡流结构,桨盘上方形成回流区<sup>[16]</sup>。当倾转旋翼 机下降率继续增加时,旋翼卷吸周围的桨尖涡的涡 量而增加其环量,涡环体积继续缩小并逐步靠近桨 盘平面,涡环强度继续增大,进入成熟的涡环状态。 如图8所示,旋翼周围不断形成大尺度涡结构和涡 环结构的内在不稳定性,涡结构被不断切割和破碎; 同时机翼位于旋翼下方,旋翼产生的桨尖涡和尾迹 会冲击机翼,旋翼由于部分阻塞效应也增加了旋翼 的部分性能,综合影响导致旋翼和机翼周围流场的 极不稳定,使得旋翼拉力和扭矩剧烈波动,如图9所 示。图 10 为下降速度为 7 m/s 时桨盘垂直截面 Z 轴方向速度云图,由于机翼对气流的阻塞效应,使得 每个旋翼所处的涡环不完整,机翼上方集聚的桨尖 涡仍能向周围耗散,这降低了涡环的破坏作用。倾 转旋翼机左、右两边均有旋翼,2个旋翼均有明显的 拉力损失,同时2个旋翼拉力不规律脉动也足以导 致倾转旋翼机坠毁。此时,采取提高总距角的方式, 会使得涡环状态更加恶化,周围气流环境更加紊乱, 不规律脉动现象进一步明显。

随着下降率的增加,旋翼进入涡环状态后期,可 见图 7(e)、7(f)、7(g),此时,自由来流对旋翼尾流 的挤压作用逐渐增加,环流主要集中在桨盘平面上 方,环流的体积也逐渐增大,涡环的强度逐渐减弱。 但环流仍包裹着桨盘平面,旋翼仍然存在拉力损失, 倾转旋翼机仍处于危险状态。图 7(g)可以看出  $v_h = 13 \text{ m/s}$ 时即将离开涡环状态,聚集的桨尖涡穿 过桨盘平面,输送至桨盘平面的上方,此时,旋翼向 上的自由流速度大于旋翼诱导速度,旋翼进入紊流

连续。

状态,仍存在桨尖涡与旋翼的碰撞、桨尖涡之间的自 干扰,气流仍存在部分高水平的扰动,但扰动远小于 涡环状态。自由来流占主导地位,倾转旋翼机的环



(b) 速度为3 m/s ( $v_H/v_h=0.350$ )





(g)速度为13 m/s(v<sub>H</sub>/v<sub>b</sub>=1.516)



(h) 速度为15 m/s(v<sub>H</sub>/v<sub>h</sub>=1.749)



状涡已移到旋翼上方,但旋翼下方的入流场仍不

(c) 速度为5 m/s ( $v_H/v_h=0.583$ )



(f) 速度为11 m/s ( $v_H / v_h = 1.283$ )



(i) 速度为17 m/s ( $v_H/v_h = 1.982$ )

图 7 倾转旋翼机流场流线图

Fig. 7 Flow diagram of the Tiltrotor flow field

由图 7(h) 可看出当  $v_h$  = 15 m/s 时,此时自由 来流远大于诱导速度,气流从下方穿过桨盘平面,旋 翼入流场扰动较少,变得基本连续稳定,倾转旋翼机 进入了较为稳定的风车状态。向上的自由流可带动 倾转旋翼机的旋翼旋转,此时可关闭发动机,通过调 整旋翼总距角,实现自转着陆。



Fig. 8 Vorticity diagram ( $v_H = 7 \text{ m/s}$ )







Fig. 9 Rotor lift calculation results ( $v_H = 7 \text{ m/s}$ )



Y Velocty: -8.000 00 -4.631 58 -1.263 16 2.105 26 5.473 68 (a) 顺机翼展长方向垂直截面



 YVelocty:
 -8.000 00
 -4.631 58
 -1.263 16
 2.105 26
 5.473 68

 (b)
 垂直于机翼展长方向垂直截面

 图 10
 截面流线图和速度云图(v<sub>H</sub> = 7 m/s)

Fig. 10 Flow diagram and speed cloud of cross section( $v_{\rm H}$  =7 m/s)

从图 11(a)中可以看出,倾转旋翼机下降时的 总体趋势为:随着倾转旋翼机下降率(v<sub>H</sub>/v<sub>h</sub>)的增 大,旋翼拉力平均值"先减小后增加",分别对应的 涡环状态和风车状态。倾转旋翼机在下降速率为 0.900左右时,进入成熟的涡环状态,拉力损失最大, 达到18%,此时的拉力脉动幅度也达到最大,如图9 所示,因为被环流所占据的桨盘外缘部分无法有效 地产生升力,使拉力平均值减小,而整个旋翼被一个 不稳定的大气团所包围,周围流场极不均匀稳定,其 大气团的胀大和破裂造成拉力和扭矩脉动,会引起 飞行器的颠簸或坠毁,跟前文的非定常现象相对应, 此时对应的流线图为图7(d)。之后,随着下降速度 的增大,涡环输送到桨盘平面上面,旋翼拉力呈现缓 慢递增状态,但仍伴随着脉动。图 11(b)为各个旋 翼需用功率与下降速度之间的关系,可以看出扭矩 呈现"先减小、后增大、再减小"的趋势。"先减小、 后增大"趋势与旋翼拉力的变化趋势一致。之后进 入风车状态,自由来流自下而上穿过旋翼,给旋翼提 供能量,需用扭矩减小。在下降速率为0.933时,功 率最小,也就是"功率沉陷",此时对应的是成熟的 涡环状态。将图7与图11对比分析,可看到当拉力 损失大于4%时,旋翼处于涡环状态,此时下降速率 约为 0.583 ≤ v<sub>H</sub>/v<sub>h</sub> ≤ 1.516; 当拉力损失大于 10% 时,旋翼处于成熟的涡环状态,主要在涡环状态的中 后期,下降速率约为0.816 < v<sub>H</sub>/v<sub>h</sub> < 1.283。



#### 图 11 旋翼拉力与扭矩的变化规律



为了建立更通用的涡环边界模型,根据倾转旋 翼机的涡环的破坏程度,将涡环边界定义为中风险 区域和高风险区域。中风险区域主要为涡环状态的 早期,倾转旋翼机的主要风险为左、右两边旋翼拉力 脉动,使得滚转力矩不对称,从而倾覆;高风险区域 主要为涡环状态的中后期,倾转旋翼机的主要风险 不仅为左、右两边旋翼拉力脉动,使得滚转力矩不对 称而倾覆,而且飞行器旋翼拉力损失过大导致坠毁。 根据本文倾转旋翼机垂直下降时的涡环状态流场演 变规律,现定义涡环状态中风险区旋翼拉力的变化 范围为

$$4\% \leqslant \frac{\Delta T}{T_{\text{haver}}} < 10\% \tag{8}$$

定义涡环状态高风险区旋翼拉力变化范围为

$$\frac{\Delta T}{T_{\rm hover}} \ge 10\% \tag{9}$$

#### 3 倾转旋翼机涡环边界建模

上文建立了垂直下降时倾转旋翼机的涡环边 界,但没考虑斜下降时的涡环边界,本文采用动量定 理和 CFD 方法建立倾转旋翼机全飞行状态下的涡 环边界。虽然动量定理在涡环状态和紊流状态不完 全适用,但通过动量定理仍可能找到涡环状态的边 界。现定义 || *V*<sub>u</sub> || 为桨尖涡的逸出速度,定义 ε<sub>α</sub>为 桨尖涡的临界速度。通过以下标准定义了临界区域:

$$\| \boldsymbol{V}_{tv} \| \leq \boldsymbol{\varepsilon}_{cr} \tag{10}$$

根据 Wolkovitch 入流模型,速度关系如图 12 所示, $V_s$  为桨盘平面内气流的速度,桨尖涡的逸出速度 $V_w$ 为

$$V_{tv} = v_H j_{bd} + (v_i/2 + v_z) k_{bd}$$
(11)

式中:v<sub>H</sub>、v<sub>z</sub>分别为桨盘平面的水平速度和垂向速 度,v<sub>i</sub>为桨盘平面的诱导速度,**j**<sub>bd</sub>、**k**<sub>bd</sub>分别为与桨盘 平面平行和垂直的单位向量。假设倾转旋翼机下降 时周期变距为零。





Fig. 12 Tip vortex velocities in oblique descent

由式(10)、(11)可得

$$\| \boldsymbol{V}_{tv} \| = \sqrt{V_{tvH}^2 + V_{tvZ}^2} \leq \boldsymbol{\varepsilon}_{cr}$$
(12)

式中, $V_{tvH} = v_H$ , $V_{tvZ} = v_i/2 + v_Z \circ$ 

设 I 和 II 为两个以相同速度离开旋翼,但分别 在平行和垂直方向运动的桨尖涡。经过一段时间 t, 他们将移动距离 d。而从图 13 可以看出,桨尖涡 I 仍然与叶盘接触,会与旋翼形成干扰,而桨尖涡 II 则 不再与桨盘平面接触,但桨尖涡会与机翼接触。为 提高该模型的准确性,考虑非对称效应,在水平方向 速度上加入修正系数 k<sub>1</sub>,考虑机翼的干扰,在垂直 方向诱导速度上加入修正系数 k<sub>2</sub>,即

 $\sqrt{(v_H/k_1)^2 + (k_2v_i/2 + v_Z)^2} \leq \epsilon_{cr}$ (13) 式中  $k_1 \geq 1, k_2 \geq 1,$ 可通过将这个模型与 CFD 计算 数据进行拟合得到。



#### 图 13 桨尖涡在不同方向上的运动

#### Fig. 13 Motion of the tip vortex in different directions

为了满足式(13),需要具备以下约束条件:

$$\begin{cases} V_{w_H} \leqslant \epsilon_H \\ V_{w_z} \leqslant \epsilon_z \end{cases}, \ \epsilon_z \leqslant \epsilon_H \tag{14}$$

式中: $\epsilon_{H} = k_{1}\epsilon_{z}, \epsilon_{z} = \epsilon_{er}, \epsilon_{z}, \epsilon_{H}$ 分别为垂直和水平的临界桨尖涡速度。

运用动量理论来表达诱导速度与自由来流速度 之间的关系:

$$v_i \sqrt{v_H^2 + (v_i + v_Z)^2} = v_H^2$$
(15)

旋翼悬停时的诱导速度 $v_h$ 由式(7)给出。

定义 ϵ 为

$$\boldsymbol{\epsilon} = \sqrt{\left( v_{H}/k_{1} \right)^{2} + \left( k_{2}v_{i}/2 + v_{Z} \right)^{2}}$$
(16)

对倾转旋翼机斜下降时的气动载荷进行了 CFD 计算,根据旋翼拉力变化值与悬停时拉力比值  $\Delta T/T_h$  的大小,设定 4% 为中风险区分界线,10% 为 高风险区分界线,散点图如图 14 所示。根据数值进 行拟合,计算得  $k_1 = 4.00, k_2 = 1.25, \varepsilon_{cr} = 1.4$  是涡 环状态高风险线(红线), $\varepsilon_{cr} = 2.0$  是涡环状态中风 险线(绿线),并根据涡环边界数学模型建立涡环边 界曲线,如图 14 所示,对比可知,涡环边界数学模型 能准确展现倾转旋翼机下降时的涡环边界。

当倾转旋翼机处于涡环中风险区,即  $\sqrt{(v_H/k_1)^2 + (k_2v_i/2 + v_z)^2} \leq 1.4$ ,可采取提总距操 纵杆、前推杆加速和增加倾转角方式改出。当倾转 旋翼机处于涡环状态高风险区时,即  $\sqrt{(v_H/k_1)^2 + (k_2v_i/2 + v_Z)^2} \leq 2.0$ ,可采用前推杆加 速、增加倾转角和自转下滑 3 种方式改出涡环状态。 不适应采取侧飞的方式改出涡环状态,因为侧飞会 进一步加剧左、右两边旋翼气流的不平衡。



Fig. 14 Vortex ring state domains

### 4 结 论

1)采用基于非结构滑移网格技术生成围绕旋 翼和机翼的高质量网格,发展了一套适用于倾转旋 翼机,考虑机翼对旋翼涡环状态干扰的数值模拟方 法,并将计算结果与文献结果进行了对比,能有效模 拟倾转旋翼机下降状态的流场及气动载荷的演变。

2)倾转旋翼机随着垂直下降速度 $v_h$ 的增大,依次会进入涡环状态、湍流状态和风车状态,涡环状态 拉力损失较大,易导致坠毁,在下降速率 $v_H/v_h$ 为0.900时,旋翼拉力损失最大,为18%。倾转旋翼机 的机翼降低了单个旋翼涡环状态的影响,但倾转旋 翼机旋翼分布的对称性,提高了飞行器滚转力矩失衡 的风险,涡环状态对应的下降速率为0.583 $\leq v_H/v_h \leq$ 1.516,风险一方面来源于倾转旋翼机左、右两部分 旋翼拉力不对称导致倾覆,一方面来源于倾转旋翼 机旋翼拉力损失过大导致坠毁。

3)根据涡环破坏程度,建立了倾转旋翼机垂直 下降和斜下降工况时的涡环边界通用数学模型。当 倾转旋翼机处于涡环中风险区,即  $\sqrt{(v_H/k_1)^2 + (k_2v_i/2 + v_Z)^2} \le 1.4$ ,可采取提总距操 纵杆、前推杆加速和增加倾转角方式改出。当倾转 旋翼机处于涡环状态高风险区时,即  $\sqrt{(v_H/k_1)^2 + (k_2v_i/2 + v_Z)^2} \le 2.0$ ,可采用前推杆加 速、增加倾转角和自转下滑3种方式改出涡环状态。

### 参考文献

[1] 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. DOI: 10.1016/j. mechatronics. 2020. 102362

- [2] STACK J. Experimental investigation of rotor vortex wakes in descent [C]//Proceedings of the 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada; AIAA, 2004; 297. DOI:10.2514/ 6.2004 - 297
- [3] GREEN R B, GILLIES E A, BROWN R E. The flow field around a rotor in axial descent [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2005, 534(1): 237. DOI:10.1017/S0022112005004155
- [4] JOHNSON W. Model for vortex ring state influence on rotorcraft flight dynamics [C]//Presented at the AHS 4th Decennial Specialist's Conference. San Francisco, California: American Helicopter Society International, Inc., 2004
- [5] WOLKOVITCH J. Analytical prediction of vortex-ring state boundaries for helicopter in steep descent [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1972, 17 (3): 13. DOI: 10.4050/ JAHS. 17.13
- [6] PETER D A, CHEN S Y. Momentum theory dynamic inflow, and the vortex-ring state [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1982, 28(3): 18. DOI/10.4050/JAHS.27.18
- [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
  XIN Hong, GAO Zheng. A prediction of the helicopter vortex-ring state boundary [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 1996,10(1):14. DOI:CNKI:SUN:LTLC.0.1996-01-002
- [8] BROWN R E, LINE A J. Efficient high-resolution wake modeling using the vorticity transport equation [J]. AIAA Journal, 2005, 43(7): 1434. DOI: 10.2514/1.13679
- [9] PRASAD J V R, CHEN Chang. Prediction of vortex ring state using ring vortex model for single-rotor and multi-rotor configurations [ C ]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: AIAA, 2006: 1. DOI: 10.2514/ 6.2006-6632
- [10]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
  HUANG Mingqi, LAN Bo, HE Long. Wind tunnel test of aerodynamic characteristics of rotor model in vertical descent state
  [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51(4): 131. DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201801071
- [11] BETZINA, M D. Tiltrotor descent aerodynamics: A small-scale experimental investigation of vortex ring state [C]//American Helicopter Society 57th Annual Forum. Washington, DC: American Helicopter Society International, Inc., 2001
- [12] TAKII A, YAMAKAWA M, ASAO S, et al. Descending flight simulation of tiltrotor aircraft at different descent rates [C]// Proceedings of the 20th International Conference on Computational Science. Cham; Springer, 2020; 178. DOI: 10.1007/978 - 3 - 030 -50436 - 6\_13
- [13] CATALANO P, AMATO M. An evaluation of RANS turbulence modelling for aerodynamic applications[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(7): 493. DOI:10.1016/S1270-9638(03) 00061-0
- [14] LUO Hong, BAUM J D, LÖHNER R. An accurate, fast, matrixfree implicit method for computing unsteady flows on unstructured grids[J]. Computers & Fluids, 2001, 30(2): 137. DOI:10. 1016/S0045 - 7930(00)00011 - 6
- [15] KOLAEI A, BARCELOS D, BRAMESFELD G. Experimental analysis of a small-scale rotor at various inflow angles [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2018, 2018: 1. DOI:10.1155/2018/2560370
- [16]王军杰,陈仁良,王志瑾,等. 多旋翼飞行器涡环状态数值模拟[J]. 航空动力学报,2020,35(5):1018
  WANG Junjie, CHEN Renliang, WANG Zhijin, et al. Numerical simulation of multi-rotor aircraft in vortex ring state[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 1018. DOI:10.13224/j. cnki. jasp. 2020.05.014