

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-09

倾转机翼无人机过渡状态气动特性研究

马凯

(航空工业哈尔滨飞机工业集团 飞机研究所, 哈尔滨 150066)

摘要: 倾转机翼无人机兼具直升机与固定翼飞机的优点, 解决了常规直升机飞行速度较低、起飞条件苛刻等问题, 相较于传统构型倾转旋翼机能够显著改善悬停状态旋翼下洗气流对机翼的气动干扰影响, 提高飞行效率, 在军用及民用航空领域具有广阔的发展前景。针对该构型无人机具有复杂非定常气动特性的连续倾转过渡过程的问题, 以虚拟桨盘模型替代真实桨叶, 通过添加动量源项的方法对旋翼流场进行计算, 结合动网格技术对其进行流场非定常气动仿真, 计算并分析旋翼/固定翼附近流场气动干扰与升阻力特性, 针对过渡段运动状态完成模型建立与前飞速度-倾转角运动方程迭代拟合。结果表明: 倾转初始状态无人机受到旋翼下洗流影响较小, 由固定翼提供主要升力, 在 $30^{\circ}\sim 50^{\circ}$ 倾转角的倾转过程中, 倾转机翼段阻力增大, 旋翼需用拉力增大。倾转机翼外段受旋翼下洗流干扰升力下降, 倾转末期由旋翼承担主要升力作用。

关键词: 倾转机翼无人机; 虚拟桨盘模型; 过渡状态; 重叠网格; 动网格技术; 气动特性

中图分类号: V27

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Study on aerodynamic characteristics of tilting wing unmanned aerial vehicle in transition state

MA Kai

(Institute of Aircraft Design, AVIC Harbin Aircraft Industry Group Co., Ltd., Harbin 150066, China)

Abstract: The advantages of helicopters and fixed wing aircraft are combined in tilt rotor unmanned aerial vehicle, which can solve the problems of low flight speed and harsh takeoff conditions of conventional helicopters. Compared with traditional configuration tilt rotor aircraft, it can significantly improve the aerodynamic interference of rotor downwash airflow on the wings in hovering state, improve flight efficiency, and have broad development prospects in military and civil aviation fields. In response to the problem of the continuous tilting transition process of the configuration of unmanned aerial vehicle with complex and unsteady aerodynamic characteristics, the real blade is replaced with a virtual propeller disk model, the rotor flow field is calculated by adding momentum source terms. The dynamic grid technology is combined to perform unsteady aerodynamic simulation of the flow field. The aerodynamic interference and lift resistance characteristics of the flow field near the rotor/fixed wing are calculated and analyzed, and the model is established and the forward flight speed tilt angle motion equation is iteratively fitted for the transition section motion state. The results show that the initial tilting state of the unmanned aerial vehicle is less affected by the downwash flow of the rotor, and the main lift is provided by the fixed wing. During the tilting process at a tilt angle of $30^{\circ}\sim 50^{\circ}$, the resistance of the tilting rotor wing section increases, and the required pulling force of the rotor increases. The lift of the outer section of the tilting wing decreases due to the interference of the downwash flow of the rotor, and the main lift effect is borne by the rotor in the final stage of tilting.

Key words: tilting wing unmanned aerial vehicle; virtual rotor model; transition state; overlapping grid; dynamic grid technology; aerodynamic characteristics

收稿日期: 2024-08-18; 修回日期: 2024-12-09

通信作者: 马凯(1997-), 男, 硕士, 助理工程师。E-mail: 903482991@qq.com

引用格式: 马凯. 倾转机翼无人机过渡状态气动特性研究[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-9.

MA Kai. Study on aerodynamic characteristics of tilting wing unmanned aerial vehicle in transition state[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-9. (in Chinese)

0 引言

倾转机翼无人机是兼有固定翼飞机和直升机优点的一种新型旋翼无人机,其旋翼与固定翼同步倾转,可有效降低升力负方向的载荷,避免传统倾转旋翼机下洗气流直接冲击到机翼上表面影响悬停效率的问题,在军用与民用领域均具有广泛的应用和发展前景^[1]。

在倾转过渡阶段,同步倾转的旋翼与固定翼会产生强非线性、非定常流场,并与机翼产生复杂气动干扰问题^[2-4]。因此倾转机翼无人机过渡状态气动特性分析对其气动性能提升具有重要意义。

2003年,Erica^[5]提出了倾转机翼布局“ERICA”项目,倾转机翼无人机在降低旋翼与机翼气动干扰,提高悬停效率方面具有明显效果^[6-7],目前针对该构型倾转机翼机的研究主要停留于悬停状态,对于具有多种飞行模式的倾转机翼无人机,研究过渡状态的气动特性同样具有重要价值。

试验研究在倾转旋翼机的发展中起到了至关重要的作用,但是由于试验获取的数据有限、数据测量难度大、试验设施成本高等原因,在倾转旋翼过渡状态研究中获取全息流场数据有限^[8-10],数值模拟在倾转旋翼研究中逐渐得到广泛应用。Zhang Ying等^[11]、蒋霜^[12]、史金帅等^[13]别采用动量盘理论模拟旋翼,进行了倾转过程非定常气动特性模拟。Chana等^[14]、Scott^[15]研究了倾转机翼无人机的具体优势,包括在一定载荷下的航程比较,与倾转旋翼无人机做了直接对比。

孙凯军等^[16]对倾转旋翼机的悬停状态进行了非定常气动干扰研究,建立了一套基于运动嵌套网格的非定常流场仿真方法;陈皓^[17]对过渡模式下倾转旋翼机非定常气动特性进行了研究,利用了特大变形网格生成技术,对倾转旋翼机倾转过程进行了气动分析;韦炜等^[18]针对倾转机翼飞行器提出了四发串列式布局,进行了螺旋桨周围流场气动特性研究。

刘佳豪等^[19]针对倾转旋翼机倾转过渡状态旋翼-机翼之间的气动干扰开展了高分辨率数值模拟,结论表明在倾转过渡状态中期旋翼产生诱导滑流对机翼有着一定的升力增益效果;王禹程等^[20]基于动量源方法结合滑移网格技术模拟倾转翼无人

机返航段并进行气动分析,通过调整旋翼转速、倾转角速度,缩短了倾转过程时间,为控制倾转翼无人机返航过渡段的稳定性提供了理论依据。

本文在上述研究的基础上,引入无人机前飞速度与倾转角运动函数方程,完善倾转机翼无人机过渡状态运动模型;通过虚拟桨盘模型添加迭代拟合的动网格运动函数,进一步探究倾转机翼无人机气动干扰及过渡态非定常流场机理特性。

1 数值方法

1.1 流动控制方程

本文所研究的倾转机翼无人机通常飞行速度较低,因此,远场来流的空气可在合理假设下视作理想气体与不可压缩流体。在流体力学领域,考察不可压缩流体时通常使用Navier-Stokes(N-S)方程,N-S方程是CFD技术中最常用的模型理论,并且可以全面表达不可压缩流体微分方程规律。三维不可压的N-S方程如式(1)所示^[6]。

$$\begin{cases} \rho \frac{Du}{Dt} = \rho f_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \nabla^2 u \\ \rho \frac{Dv}{Dt} = \rho f_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \nabla^2 v \\ \rho \frac{Dw}{Dt} = \rho f_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \nabla^2 w \end{cases} \quad (1)$$

以垂直运动状态下的叶素为例,假设机体垂直速度 $V_y = V_0$,水平速度 $V_x = 0$,旋翼诱导速度为 v_1 ,旋翼旋转角速度为 Ω ,则叶素的合速度 W 为

$$W = \sqrt{(\Omega r)^2 + (V_0 + v_1)^2} \quad (2)$$

旋翼处于过渡状态时,需考虑弦向流对来流的影响以及桨叶轴向诱导速度的非均匀分布,此时桨盘半径为 r 处旋翼诱导速度为

$$v_{x1} = aV_0 \quad (3)$$

$$v_{y1} = (1 - b)r\Omega \quad (4)$$

式中: a 为轴向诱导入流因子; b 为弦向诱导入流因子。沿速度轴系 OXV 方向的旋翼向前推力 X 与沿速度轴系 OYV 方向的旋翼向上升力 Y 合成旋翼桨盘拉力 T 。由动量理论可得:

$$X = 2\dot{m}v_{x1}$$

$$Y = 2\dot{m}v_{y1}$$

$$T = Y\cos(-\alpha_D) + X\sin(-\alpha_D)$$

$$v_1 = v_{x1} \cos(-\alpha_D) + v_{y1} \sin(-\alpha_D) \quad (5)$$

式中： \dot{m} 为空气质量流量。

取桨盘半径 r 处的桨盘微元分析，此时 $\dot{m} = \rho 2\pi R dr V_1$ ，桨盘微元示意图如图 1 所示。则该桨盘微元拉力 dT 为

$$dT = 4\rho\pi r V_1 v_1 dr \quad (6)$$

式中： $\vec{V}_1 = \vec{V}_0 + \vec{v}_1$ ； ϵ 为未扰动气流 V_0 经过桨盘后变成气流 V_1 所偏转的角度。

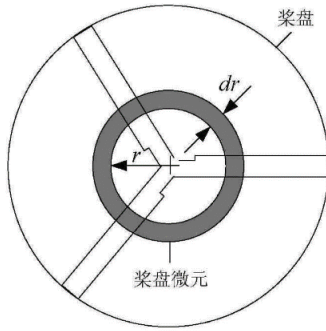


图 1 桨盘微元示意图

Fig. 1 Schematic diagram of propeller disc micro element

通过已知的迎角 α 和雷诺数 Re ，可查找翼型数据库得出翼型的拉力系数 C_l 和阻力系数 C_d 。则展长为 dr 的桨叶微段上的升阻力为

$$\begin{cases} dy = \frac{1}{2} \rho W^2 C_l cdr \\ dx = \frac{1}{2} \rho W^2 C_d cdr \end{cases} \quad (7)$$

将微段的升力 dy 和阻力 dx 转化为法向力 dT 和切向力 dQ ，合力为 dF 。

$$\begin{cases} dT = dy \cos\alpha - dx \sin\alpha \\ dQ = dy \sin\alpha + dx \cos\alpha \\ dF = dT \cdot n + dQ \cdot t \end{cases} \quad (8)$$

1.2 动量源项计算

使用虚拟桨盘模型替代旋翼真实物理模型是近年来兴起的一种仿真模拟方法，该方法计算网格数量少，仿真时间短，相比于通常默认诱导速度分布均匀的工程粗略估算，计算结果更为准确。

虚拟桨盘通过在具体单位网格中添加控制方程中的动量源项实现对真实流场的模拟，具体源项计算流程如图 2 所示。

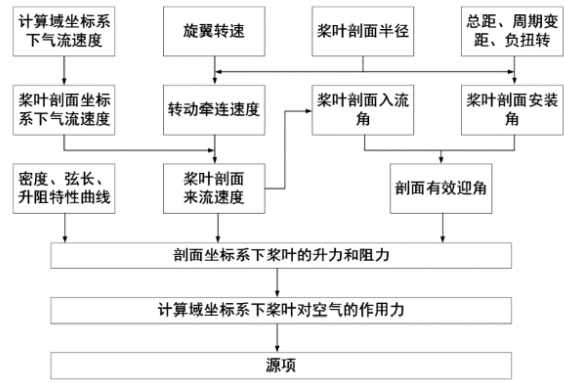


图 2 源项计算工作流程图

Fig. 2 Source term calculation workflow diagram

真实流场中，旋翼在旋转一周时，只有经过流场内的某点才会在该点与流体产生作用力，将该力数值除以旋转周期，即为该点的平均气动力值，计算单位网格中桨叶微段所受到的气动力均值后，将此气动力转化为不随时间变化的动量源项 F_s ，添加入控制方程中动量方程源项部分。动量源项 F_s 计算公式为

$$\vec{dF}_s = \frac{N_b \Delta\phi}{2\pi} \left(-\frac{dF}{V_{cell}} \right) \quad (9)$$

式中： N_b 为旋翼桨叶数量； $\Delta\phi$ 为翼面剖面扫掠的角度； V_{cell} 为控制体的体积； dF 为桨叶微段所受的气动力。

1.3 过渡状态建模

假定过渡状态中倾转机翼无人机气动力面倾角速度 ω 恒定，即气动力面倾角：

$$\theta = \omega t \quad (10)$$

对过渡状态下倾转机翼无人机气动力面受力分析，如图 3 所示。

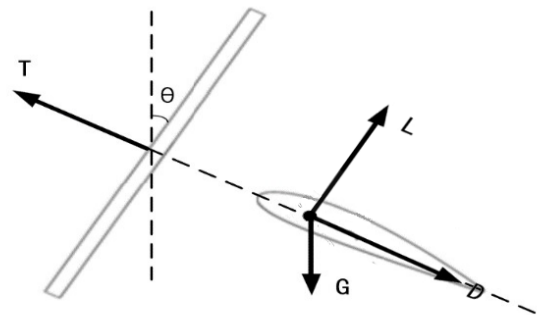


图 3 过渡状态受力分析图

Fig. 3 Force analysis diagram of the transition state

$$T \cos \theta - D \cos \theta - L \sin \theta = ma \quad (11)$$

式中: T 为旋翼产生的拉力; θ 为气动力面倾角; L 和 D 为固定翼翼面的升力与阻力; G 为重力, 旋翼弦向气动力忽略不计; a 为水平方向加速度。

在这个方程中, 气动力 T 、 L 、 D 均与当前时刻倾转翼倾角及飞行器前飞速度有关, 水平方向加速度 a 又在时刻变化, 整个过程为非定常气动状态, 若想得到具体运动方程使用常规方程解法求解十分复杂, 只能寻找其他耦合方式数值求解。下面结合 CFD 技术提出一种计算倾转机翼飞行器过渡状态升阻特性及前飞速度函数的数值求解模型。

假定倾转角度 θ_1 时的前飞速度为 V_1 , 代入求得 θ_1 时刻无人机气动力 T_1 、 L_1 、 D_1 , 由式(11)解得水平方向加速度 a_1 。在 θ_2 时刻的流场中:

$$\begin{cases} \Delta v = a_1 \Delta t \\ V_2 = V_1 + \Delta v \\ \theta_2 = \theta_1 + \omega \Delta t \end{cases} \quad (12)$$

首先假定前飞速度与倾转角的初始函数关系如下:

$$V^{(1)} = V_0 \cos \theta \quad \theta \in \left(0, \frac{\pi}{2}\right) \quad (13)$$

以此函数编写 fluent 软件中的 UDF 文件, 实现入口速度的函数定义。利用 CFD 数值拟合气动力与倾转角度的函数关系, 将数值代入上式方程中, 得到无人机水平方向加速度 a 与倾转角 θ 的数值曲线, 代入初始速度 V_0 , 可得到第一次速度迭代曲线, 对过渡段初期调整后进行第二次计算, 其中数值拟合一般采用傅里叶曲线、正弦和函数、多项式函数曲线拟合, 进行多次迭代, 最终在合理残差范围内, 得到最终前飞速度曲线, 完成过渡状态下的流场气动特性分析。

$$V^{(n)} = V(\theta), \theta \in \left(0, \frac{\pi}{2}\right) \quad (14)$$

2 数值模拟及流场特征分析

2.1 计算模型

倾转机翼无人机旋翼采用 CLARK-Y 翼型, 固定翼选用 NACA2412 翼型, 倾转机翼无人机的具体参数如表 1 所示。根据具体参数建立的倾转机翼无人机三维模型如图 4 所示。

表 1 倾转机翼无人机模型参数

Table 1 Tilting rotor wing unmanned aerial vehicle model parameters

参数	数值	参数	数值
机翼展长 L_1/m	1.2	桨叶片数 N	3
机翼弦长 b/m	0.2	桨毂直径 D/m	0.1
桨叶半径 R/m	0.25		

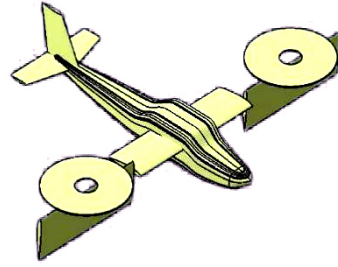


图 4 倾转机翼无人机三维模型示意图

Fig. 4 Three dimensional model of tilting wing unmanned aerial vehicle

为了提高气动仿真分析效率, 提取主要气动力面作气动分析模型。

沿固定翼展向 y 方向提取 $y=0.4R$ 、 $y=0.6R$ 、 $y=0.8R$ 、 $y=R$ 、 $y=1.2R$ 、 $y=1.4R$ 截面, 截面划定图如图 5 所示。 R 为桨盘半径, $R=0.25$ m, 通过对多截面的气动力系数定量测量, 分析旋翼对倾转段固定翼的气动影响以及得到固定翼升力与阻力等有关数据。

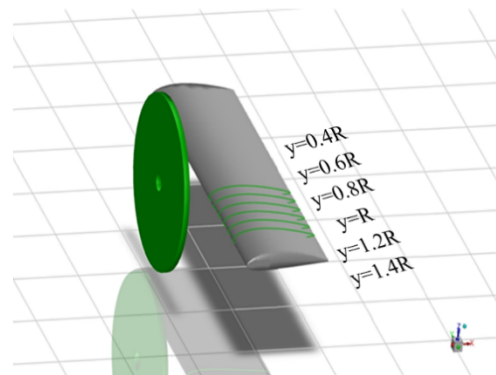


图 5 截面划定图

Fig. 5 Sectional delineation diagram

为了准确模拟倾转机翼无人机过渡状态的流场动态分布, 建立一套重叠网格模型, 前景网格主要包括虚拟桨盘模型及机身周围运动流场区域。背景网格为 $30 \times 30 \times 60$ 长方体结构化流场网格, 在重叠区域加密处理, 用于模拟外流场。前景网格

设置 overset 边界,并添加 UDF 宏实现动网格设置,可模拟较为复杂的倾转运动轨迹,解决了重叠网格在大变形运动下容易产生负体积网格的问题。背景网格总网格数量为 983 087,网格质量为 0.95 以上。前景网格总数量为 3 056 849,网格质量平均为 0.769 2。经过网格无关性验证,最终选用网格数量为 305 万的网格进行计算。网格模型如 7 图所示,动网格设置如图 7 所示。

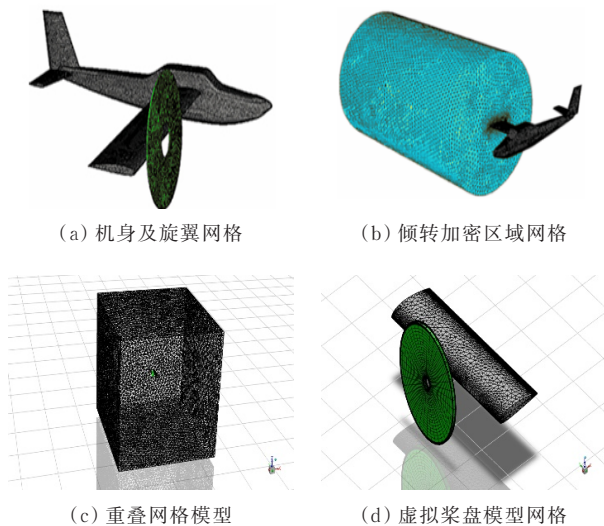


图 6 网格模型
Fig. 6 Grid model

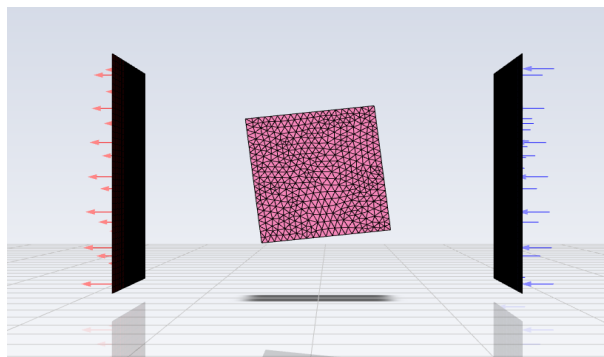


图 7 动网格设置
Fig. 7 Dynamic grid settings

2.2 边界条件及仿真设置

设置仿真条件:

1) 设置湍流模型为 $k-\epsilon$ 模型,远处来流设置为理想气体,流场温度 300 K,旋翼转速设置为恒定 300 rad/s,初始平飞速度为 50 m/s。

2) 在虚拟桨盘面上添加源项,设置监视器记录气动面升力阻力参数,设置迭代结束残差收

敛标准。

3) 设定瞬态计算时间步长与迭代次数,设置监视器记录流场 zx 平面与 xy 平面压强与速度云图。

假设前飞速度与倾转角度的初始函数关系如公式(13),函数曲线图如图 8 所示。编辑入口处流速用户自定义函数,加载函数并开始仿真。

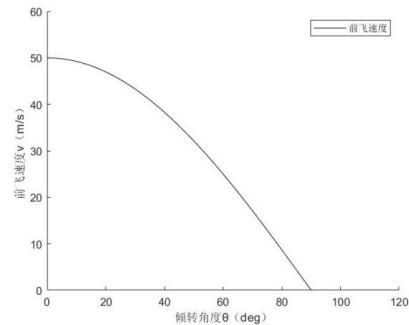


图 8 前飞速度-倾转角度函数图
Fig. 6 Forward flight velocity-tilt angle function plot

Fluent 软件以 0.02 s 为迭代时间步,共计 100 步完成 90°倾转过程。提取计算过程所得结果,绘制桨盘拉力 T ,翼面升力 L ,翼面阻力 D ,总升力 L 总,总阻力 D 总与倾转角度的曲线图。

针对旋翼及固定翼气动组合进行气动分析,虚拟桨盘面上添加源项,记录流场 zx 平面与 xy 平面压强与速度云图,以及固定翼各截面的压强系数曲线,分析旋翼-固定翼气动干扰特性。

2.3 旋翼-固定翼气动干扰特性分析

为分析虚拟桨盘模型(VBM 模型)仿真方法的有效性及其准确性,将之与常用的旋翼流场仿真方法多重参考模型(MRF 模型)对比,对比结果如图 9~图 10 所示。

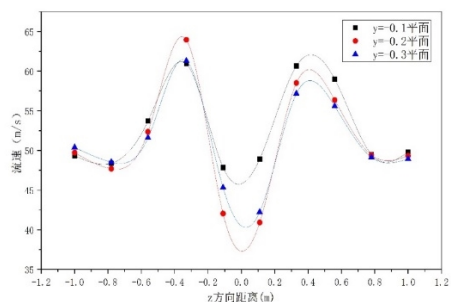


图 9 MRF 模型流速曲线图
Fig. 9 MRF model flow velocity curve graph

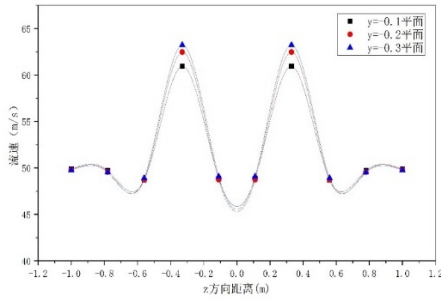


图 10 VBM 模型流速曲线图

Fig. 10 VBM model flow velocity curve graph

从图 9~图 10 可以看出:VBM 模型在旋翼流场仿真问题上应用良好,误差在允许范围内。仿真结果与 MRF 模型仿真结果基本一致,该方法可有效应用于气动特性仿真。桨叶剖面各截面压强系数对比图如图 11 所示,可以看出:上下翼面静压强系数沿弦向先急剧减小后增大,受涡流影响压强系数发生波动。

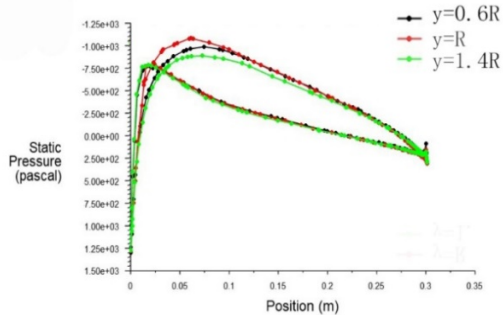


图 11 截面压强系数对比图

Fig. 11 Comparison chart of cross-sectional pressure coefficient

对比桨叶 $y=0.6R$ 、 $y=R$ 、 $y=1.4R$ 截面压强系数,旋翼桨叶内部的固定翼翼段所产生的升力明显高于其他部分,其次是处于桨毂对应区域的固定翼翼段,而处于桨叶外部的固定翼翼段所产生的升力最低,翼面整体升力趋势为逐渐增大。

流场速度矢量图、速度云图如图 12~图 13 所示。

从图 12~图 13 可以看出:旋翼外段区域动量增加更多,经过旋翼内段区域的动量增加较少,甚至会因桨叶扭角、桨毂气动外形影响而小幅降低,而在低迎角下,固定翼升力与相对来流速度成正比,所以处于旋翼外段的翼段所产生的升力会有大幅提高,处于旋翼内段的翼段所产生的升力

会有少量波动。而对于桨叶外部的固定翼翼段,空气来流会因为前方旋翼桨叶旋转产生的气流扰动,削弱沿机身方向的速度分量,导致该部分翼段所受到的相对来流速度减弱,使得该部分翼段产生的升力弱于其他翼段,甚至低于无旋翼的气动布局所计算的翼段升力。

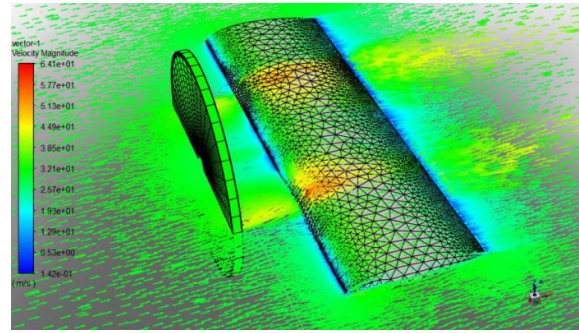


图 12 流场速度矢量图

Fig. 12 Flow velocity vector diagram

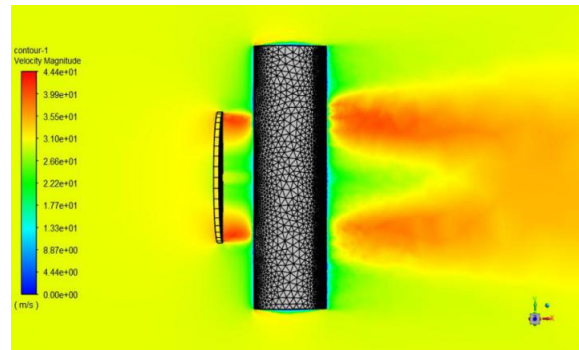
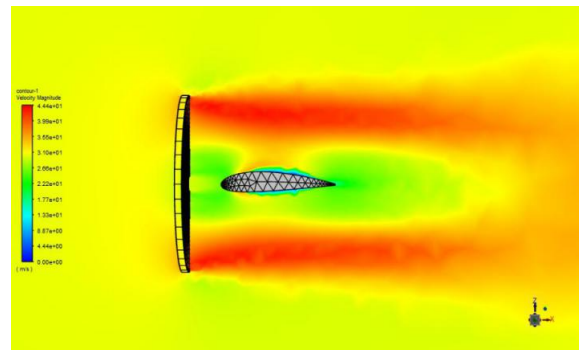
(a) xy 平面流场速度云图(b) zx 平面流场速度云图

图 13 流场速度云图

Fig. 13 Flow field velocity cloud map

2.4 过渡段非定常气动特性分析

为求解速度迭代曲线,采用梯形法计算离散数据集下的面积,对区间内的积分计算近似值。

对于具有 $N+1$ 个均匀分布的点的积分, 近似值为

$$\int_a^b f(x) dx \approx \frac{b-a}{2N} \sum_{n=1}^N (f(x_n) + f(x_{n+1})) = \frac{b-a}{2N} [f(x_1) + 2f(x_2) + \dots + 2f(x_N) + f(x_{N+1})] \quad (15)$$

在总阻力数值解代入 MATLAB 程序代码中, 可得到第一次速度迭代曲线。

对该曲线在 MATLAB 软件中进行函数拟合, 得到新的前飞速度-倾转角度函数, 重新定义 FLUENT 软件入口速度函数, 重复上述过程, 最终迭代结果函数值误差在给定合理范围内, 即可以求得倾转机翼飞行器倾转状态气动方程, 求解各部件气动特性。经过重复迭代, 第五次迭代曲线符合误差范围, 其与第四次迭代曲线差值均值在 $\pm 1\%$ 区间, 确定为最终前飞速度-倾转角度曲线, 曲线如 14 所示。

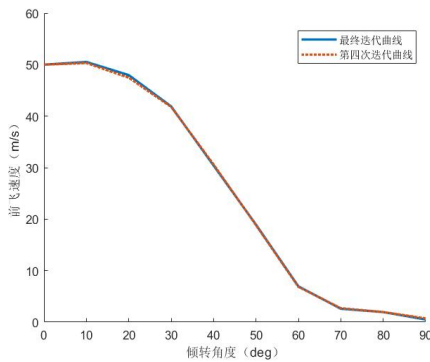


图 14 最终迭代曲线
Fig. 14 Final iteration curve

从图 14 可以看出: 飞行器前飞速度在刚开始倾转时小幅增加, 这是由于小角度时, 桨盘拉力仍大于翼面阻力; 后续飞行器前飞速度开始逐渐加速下降, 在 $40^\circ \sim 60^\circ$ 倾转区间内加速幅度较大, 此区间内阻力达到高值, 桨盘拉力的水平分量逐步弱于翼面阻力; 之后飞行器前飞速度缓慢下降, 倾转角度达到 90° 时, 前飞速度接近于 0, 开始进入垂直运动状态。

迭代确定最终前飞速度-倾转角曲线, 定义入口速度函数, 定义动网格运动函数, 开展过渡段非定常气动特性分析, 总升力/阻力-倾转角曲线图如图 15~图 17 所示。

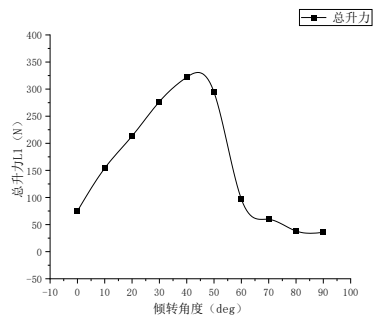


图 15 总升力-倾转角曲线图
Fig. 15 Total lift-tilt angle curve graph

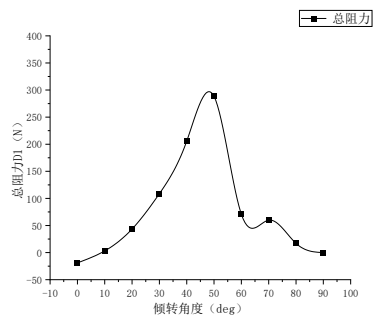


图 16 总阻力-倾转角曲线图
Fig. 16 Total drag-tilt angle curve graph

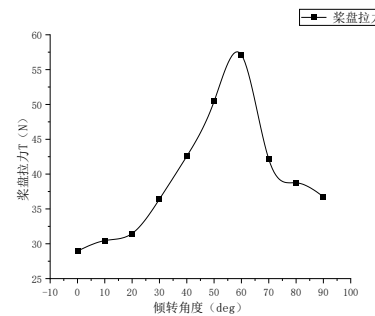
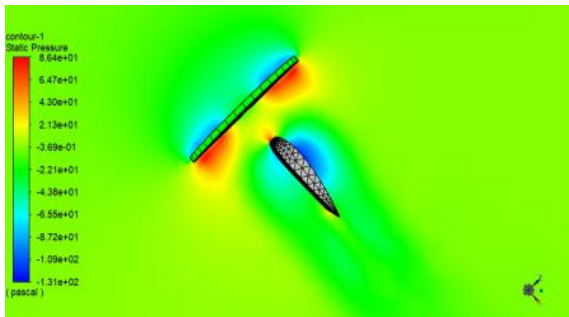


图 17 桨盘拉力-倾转角曲线图
Fig. 17 Wing lift-tilt angle curve graph

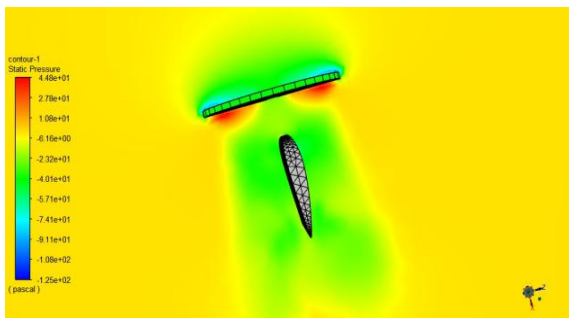
从图 15~图 17 可以看出: 总升力最大值为 332.5 N , 出现在倾转角约 45° , 整体呈先上升后下降的趋势, 且升力在 $50^\circ \sim 60^\circ$ 倾转区间内急剧下降。翼面阻力最大值为 370.5 N , 出现在倾转角约 50° , 出现在倾转开始与结束时刻, 整体呈先上升后下降的趋势, 且阻力在 $40^\circ \sim 60^\circ$ 倾转区间内急剧上升下降。

倾转过程中, 流场压力云图如图 18 所示, 可以看出: 旋翼拉力整体变化幅度不大, 旋翼拉力主要取决于转速, 在倾转运动后期主要承担了升力作

用。翼面升力整体变化幅度较大,前期受倾转角与前飞速度改变,实现了升力的快速增加,固定翼面升力在 $50^{\circ}\sim 60^{\circ}$ 倾转区间内开始快速下降,分析原因应为气流分离过大,且前飞速度降低,之后升力一直处于较低水平,对无人机总升力的贡献十分有限。总体来看,无人机总升力呈先上升后下降的趋势,在 $20^{\circ}\sim 60^{\circ}$ 倾转区间内变化较为剧烈,这一分析也符合初步预想。



(a) 40° 倾转角流场压力云图



(b) 70° 倾转角流场压力云图

图 18 流场压力云图

Fig. 18 Flow field pressure cloud map

3 结 论

1) 旋翼外部区域来流,受旋翼旋转产生的下洗气流扰动,沿机身方向的速度分量削弱,导致固定翼部分翼段产生的升力低于其他翼段,部分低于无旋翼的气动布局所计算的翼段升力。

2) 在过渡段初期迎角小于失速迎角,倾转翼边界层为层流边界层,无人机升力主要由固定翼面提供。随倾转角增大,整机总阻力增大,前飞速度减缓,翼面升力在 $50^{\circ}\sim 60^{\circ}$ 倾转区间内开始快速下降。固定翼边界层出现湍流,过渡段后期旋翼提供主要升力,保持悬停状态。

3) 本文针对过渡状态气动特性的研究有效、可行,通过虚拟桨盘模型与动网格仿真方法的结合,能够有效提高仿真效率,为后续倾转机翼无人机的过渡状态研究提供了思路与验证。

参 考 文 献

- [1] LEISHMAN J G, ROSEN K M. Challenges in the aerodynamic optimization of high-efficiency proprotors[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2011, 56(1): 12004-1200421.
- [2] TRAN S A, LIM J W. Interactional aerodynamics of the XV-15 tiltrotor aircraft during conversion maneuvers [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2022, 67(3): 56-68.
- [3] ZANOTTI A, SAVINO A, PALAZZI M, et al. Assessment of a mid-fidelity numerical approach for the investigation of tiltrotor aerodynamics [J]. Applied Sciences, 2021, 11(8): 3385.
- [4] LI P, ZHAO Q J, ZHU Q X. CFD calculations on the unsteady aerodynamic characteristics of a tilt-rotor in a conversion mode [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(6): 1593-1605.
- [5] ALLI P. Erica: the European tiltrotor. design and critical technology projects [C] // 2003 AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years. Dayton, Ohio: AIAA, 2003: AIAA: 2515.
- [6] JIMENEZ GARCIA A, BARAKOS G N. Numerical simulations on the ERICA tiltrotor [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 64: 171-191.
- [7] GIBERTINI G, AUTERI F, CAMPANARDI G, et al. Wind-tunnel tests of a tilt-rotor aircraft [J]. The Aeronautical Journal, 2011, 115: 315-322.
- [8] JOHNSON W, YAMAUCHI G, DERBY M, et al. Wind tunnel measurements and calculations of aerodynamic interactions between tiltrotor aircraft [C] // 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2003: 47.
- [9] THEODORE C R, WILLINK G C, RUSSELL C R, et al. Wind tunnel testing of a 6%-scale large civil tilt rotor model in airplane and helicopter modes [R]. Washington, D. C.: Army Aviation and Missile Research Development and Moffett Field, 2014.
- [10] DROANDI G, GIBERTINI G, LANZ M, et al. Wing-rotor interactions on a 1/4-scale tiltrotor half-model [C] // 39th European Rotorcraft Forum. US: IEEE, 2013: 1-9.
- [11] ZHANG Y, YE L, YANG S. Numerical study on flow fields and aerodynamics of tilt rotor aircraft in conversion

- mode based on embedded grid and actuator model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1): 93-102.
- [12] 蒋霜. 地面效应下倾转旋翼机气动干扰的 CFD 分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
JIANG Shuang. CFD analysis of aerodynamic interference of tilt-rotor aircraft under ground effect[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [13] 史金帅, 方昕卓异, 张夏阳, 等. 倾转旋翼机过渡状态飞行速度对气动性能的影响[J]. 飞行力学, 2023, 41(2): 1-6.
SHI Jinshuai, FANG Xinzhuoyi, ZHANG Xiayang, et al. Influence of flight speed in transition state on aerodynamic performance of tiltrotor aircraft[J]. Flight Dynamics, 2023, 41(2): 1-6. (in Chinese)
- [14] CHANA W F, SULLIVAN T M. The tilt wing advantage for high speed VSTOL aircraft[C]// Aerospace Technology Conference and Exposition. Warrendale, PA: SAE International, 1992: 1535-1543.
- [15] SCOTT M. Mission performance comparison between tilt rotor, variable diameter tilt rotor and tilt wing aircraft[C]// Vertical Lift Aircraft Design Conference, San Francisco, CA. 1990: 1990.
- [16] 孙凯军, 张碧辉, 付义伟, 等. 悬停状态倾转旋翼机非定常气动干扰研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 744-749.
SUN Kaijun, ZHANG Bihui, FU Yiwei, et al. Research on unsteady aerodynamic interference for the tiltrotor aircraft in hover[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 744-749. (in Chinese)
- [17] 陈皓. 倾转旋翼机过渡模式下非定常气动力数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
CHEN Hao. Numerical simulation of unsteady aerodynamics of tilting rotorcraft in transition mode[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [18] 韦伟, 韩庆, 桑晓庆, 等. 计入螺旋桨干扰的倾转机翼飞行器气动特性研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(4): 521-527.
WEI Wei, HAN Qing, SANG Xiaoqing, et al. Study on aerodynamic characteristics of tilting wing aircraft considering propeller interference[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(4): 521-527. (in Chinese)
- [19] 刘佳豪, 李高华, 王福新. 倾转过渡状态旋翼-机翼气动干扰特性[J]. 航空学报, 2022, 43(12): 214-225.
LIU Jiahao, LI Gaohua, WANG Fuxin. Rotor-wing aerodynamic interference characteristics in conversion mode[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(12): 214-225. (in Chinese)
- [20] 王禹程, 何国毅, 王琦. 倾转翼无人机返航过渡段气动分析与优化[J]. 科学技术与工程, 2022, 22(22): 9848-9856.
WANG Yucheng, HE Guoyi, WANG Qi. Aerodynamic performance analysis and optimization of tilt-wing UAV in return transition section[J]. Science Technology and Engineering, 2022, 22(22): 9848-9856. (in Chinese)

(编辑: 丛艳娟)