

文章编号:1674-8190(2021)03-055-10

# 倾转旋翼机连续倾转过渡状态数值模拟

吴伟伟, 马存旺, 张练, 孙凯军

(中国航天空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司, 北京 100074)

**摘要:** 倾转旋翼机在倾转过渡过程中气动构型不断变化, 气动特性具有强非线性特点。针对倾转旋翼机复杂的连续倾转过渡状态, 基于运动嵌套网格和局部坐标系理论建立一套适合于模拟倾转旋翼机连续倾转过渡状态的网格系统, 并采用RANS方程建立适合于强非线性气动特性的非定常流场分析的CFD方法; 采用该方法模拟某型倾转旋翼机从直升机模式到固定翼模式的连续倾转过渡状态的气动特性。结果表明: 对于不同的倾转过渡时间, 旋翼和机体气动特性随旋翼倾转角增加变化趋势基本一致; 随着旋翼倾转角增加, 机体升力系数先增大后减小, 在旋翼倾转角 $40^\circ$ 附近达到最大, 相比初始状态及平飞状态增大约30%; 随着旋翼倾转角、总距角及前飞速度线性增大, 旋翼拉力系数及其垂向分量逐渐减小; 旋翼倾转角和前飞速度线性增大, 采用合适的总距角非线性变化曲线, 倾转旋翼机总升力可以保持在目标值附近。

**关键词:** 倾转旋翼; 连续倾转过渡; 气动特性; 数值模拟; 嵌套网格

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.03.07

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Numerical Simulation of Continuous Tilting Transition of Tiltrotor Aircraft

WU Weiwei, MA Cunwang, ZHANG Lian, SUN Kaijun

(Caihong UAV Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

**Abstract:** The aerodynamic configuration of the tiltrotor aircraft is constantly changed during the tilting transition process, and the aerodynamic characteristics is of strongly nonlinear characteristics. Aiming at the complex states of continuous tilting transition for the tiltrotor aircraft, the grid system suitable for the simulation of the continuous tilting transition for the tiltrotor aircraft is established through the moving embedded grid and local coordinate system theory, and based on the RANS equation, a CFD method suitable for unsteady flow field analysis with strongly nonlinear aerodynamic characteristics is established. The method is used to simulate the aerodynamic characteristics of the continuous tilt transition for a certain type tiltrotor aircraft from helicopter mode to fixed wing mode. The results show that the aerodynamic characteristics of the rotors and the airframe have the same trend with the increase of the rotor tilt angle for different tilt transition time. As the rotor tilt angle increase, the lift coefficient of airframe is firstly increased and then decreased, and achieved the maximum value near  $40^\circ$ , which is increased by about 30% in comparison with the initial state and level flight. As the rotor tilt angle, with the increased of collective pitch angle and forward flight speed linearly, the rotor tension coefficient and its vertical component gradually are decreased gradually. With the linear increase of the rotor tilt angle and forward flight speed, the total lift of the tiltrotor aircraft can be kept near the target value by using a suitable nonlinear variation curve of the collective pitch angle.

**Key words:** tiltrotor; continuous tilting transition; aerodynamic characteristics; numerical simulation; embedded grids

收稿日期: 2020-09-20; 修回日期: 2020-10-21

通信作者: 马存旺, 726300202@qq.com

引用格式: 吴伟伟, 马存旺, 张练, 等. 倾转旋翼机连续倾转过渡状态数值模拟[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 55-64.

WU Weiwei, MA Cunwang, ZHANG Lian, et al. Numerical simulation of continuous tilting transition of tiltrotor aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 55-64. (in Chinese)

## 0 引言

倾转旋翼机融合了直升机和固定翼飞机的特点,具有直升机垂直起降和固定翼飞机高效巡航的优势,在军事民用领域应用前景广阔。国外较早开展了倾转旋翼机的研究<sup>[1-3]</sup>,并成功研制了XV-15、V-22、BA-609,其中V-22大量装备部队。鉴于倾转旋翼机在军事领域优良的作战效能,美国在V-22基础上正在开展新一代倾转旋翼机V-280的研制<sup>[4]</sup>。近年来,倾转旋翼机在国内逐渐成为研究热点,多家科研院所及高校开展了关键技术研究 and 原理样机研制<sup>[5-9]</sup>。

倾转旋翼机在垂直飞行时,气动特性与横列式直升机类似,旋翼与机翼气动干扰严重<sup>[7,10-12]</sup>,在高速巡航时,气动特性与固定翼螺旋桨飞机类似<sup>[12-13]</sup>。倾转过渡是倾转旋翼机区别于直升机和固定翼飞机的主要特点,倾转过渡中倾转旋翼机的构型、重心不断变化,气动特性具有强非线性特点。倾转过渡状态的气动特性研究方法主要包括试验研究<sup>[12,14-15]</sup>和数值模拟<sup>[13,16]</sup>两种方法。试验方法获得的气动数据结果较为准确,但成本高、周期长。随着数值仿真技术的不断发展,数值计算结果与试验结果的误差逐渐减小,又由于成本低,因而获得了广泛应用。

国内外对倾转过渡的数值模拟研究主要采用稳定来流速度、固定总距角或固定倾转角度的方式进行计算<sup>[17-19]</sup>,而对倾转旋翼连续过渡状态的气动特性进行模拟的研究鲜有报道。基于此本文发展一套适合于模拟倾转旋翼机连续倾转过渡状态非定常流场的CFD方法,并对某型无人倾转旋翼机的连续倾转过渡状态进行模拟。

## 1 计算方法

### 1.1 运动嵌套网格

采用嵌套网格方法模拟旋翼和机体的运动。以某型无人倾转旋翼机<sup>[20]</sup>外形为例建立嵌套网格系统。受计算条件限制,为降低网格数量,采用半模结构,同时去除了尾翼、外翼、起落架及倾转短舱,计算模型网格由旋翼网格、机体网格及背景网格组成,如图1所示。模拟加速过程所需背景网格流场区域尺寸较大,为降低背景网格数量,采用1 m的网格尺寸。同时机体网格采用内密外疏,机

体附近网格较密,与背景网格交界面处网格尺寸与背景网格尺寸一致。

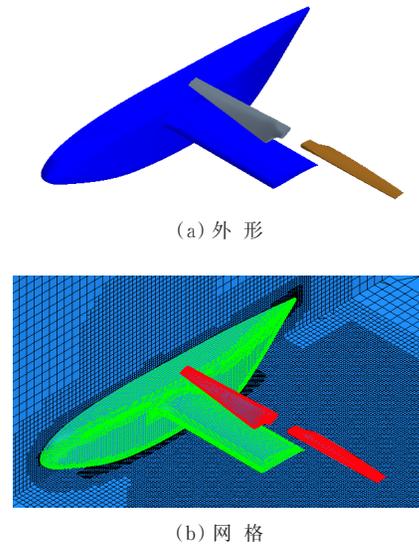


图1 机体模型

Fig. 1 Plane model

桨叶网格为结构网格,附面层第一层厚度为 $5 \times 10^{-5}c$  ( $c$ 为桨叶弦长),单个桨叶网格数量为446 232个;机体网格为非结构网格,网格数量为3 013 387个,旋翼旋转区域及尾流区域网格尺寸为 $0.2c$ ;背景网格为结构网格,网格数量为158 400个,总网格数量为4 064 251个。采用主频2.2 GHz工作站20核并行计算,每个时间步旋翼旋转 $3^\circ$ ,迭代6次,单个时间步迭代计算时间约58 s。

为模拟机体和旋翼的加速平移运动,采用机体网格和旋翼网格整体同时作加速运动,旋翼网格在加速的同时作倾转、旋转、变距运动,可以真实地模拟倾转旋翼机连续倾转过渡状态的加速前飞运动。背景网格边界条件为自由来流,对称面处为对称平面。

### 1.2 控制方程

流场控制方程采用三维非定常RANS方程,其积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \iint_\sigma F \cdot n d\sigma = 0 \quad (1)$$

式(1)中符号意义及计算设置详见参考文献[21]。

### 1.3 旋翼和机体的运动

连续倾转过渡过程中,旋翼运动包括两部分,

一部分是旋翼整体运动,如整体前飞加速、整体倾转;另一部分是旋翼自身运动,如旋翼旋转、变距、挥舞、摆振。机体运动包括前飞加速、俯仰、滚转、偏航以及舵面操纵。为降低运动模型的复杂度,在数值模型中旋翼模型忽略了挥舞和摆振,主要模拟旋翼整体前飞加速、倾转和旋翼桨叶旋转、变距运动,机体主要模拟前飞加速运动。连续倾转过渡参数线性变化时其运动方程为

$$V(t) = V_0 + \int_0^t a dt \quad (2)$$

$$\Omega(t) = \Omega_0 \quad (3)$$

$$\phi(t) = \phi_0 + \int_0^t \Omega_{\phi} dt \quad (4)$$

$$\theta(t) = \theta_0 + \int_0^t K dt \quad (5)$$

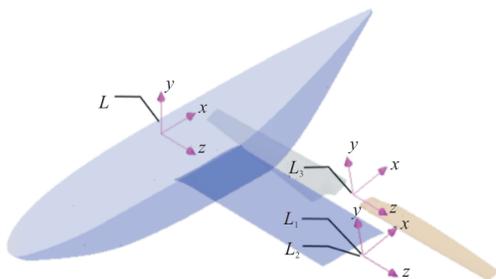
$$\psi(t) = \Omega t \quad (6)$$

式中: $V$ 为机体和旋翼前飞速度; $V_0$ 为机体和旋翼初始前飞速度; $a$ 为机体和旋翼前飞加速度; $t$ 为物理时间; $\Omega$ 为旋翼旋转角速度, $\Omega_0$ 为倾转初始时的旋翼旋转角速度,在倾转过程中,旋翼旋转角速度保持不变; $\phi$ 为旋翼倾转角(旋翼竖直状态为 $0^\circ$ ,水平状态为 $90^\circ$ ); $\phi_0$ 为旋翼初始倾转角; $\Omega_{\phi}$ 为旋翼倾转角速度; $\theta$ 为总距角; $\theta_0$ 为桨叶安装角; $K$ 为总距角增加角速度; $\psi$ 为桨叶方位角。

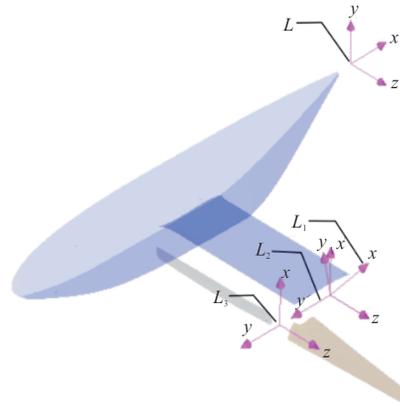
倾转旋翼机在开始倾转过渡前,首先以直升机模式加速到初始速度,然后开始倾转过渡。

#### 1.4 坐标系

倾转旋翼机在倾转过程中运动较为复杂,为便于描述机体和旋翼的运动采用局部坐标系,包括基本坐标系 $L(x, y, z)$ ,局部坐标系 $L_1(x_1, y_1, z_1)$ ,局部坐标系 $L_2(x_2, y_2, z_2)$ 以及局部坐标系 $L_3(x_3, y_3, z_3)$ ,如图2所示。



(a) 初始状态



(b) 某一时刻状态

图2 坐标系

Fig. 2 Coordinate system

坐标系初始位置:基本坐标系 $L(x, y, z)$ 原点位于机体对称面处,其 $z$ 轴通过旋翼倾转轴;局部坐标系 $L_1(x_1, y_1, z_1)$ 由基本坐标系为 $L(x, y, z)$ 沿 $z$ 轴平移至旋翼轴,并绕 $z$ 轴旋转至 $y$ 轴与旋翼轴重合;局部坐标系 $L_2(x_2, y_2, z_2)$ 与局部坐标系 $L_1(x_1, y_1, z_1)$ 一致;局部坐标系 $L_3(x_3, y_3, z_3)$ 由局部坐标系 $L_2(x_2, y_2, z_2)$ 沿 $y$ 轴平移至桨叶变距轴线。

坐标系运动:基本坐标系 $L(x, y, z)$ 固定,机体和旋翼沿基本坐标系 $L(x, y, z)$ 的 $x$ 轴作加速平移运动,加速度为 $a$ ;局部坐标系 $L_1(x_1, y_1, z_1)$ 沿基本坐标系 $L(x, y, z)$ 的 $x$ 轴平移运动,运动速度与机体及旋翼运动速度相同,旋翼绕局部坐标系 $L_1(x_1, y_1, z_1)$ 的 $z$ 轴作倾转运动,倾转角速度为 $\Omega_{\phi}$ ;局部坐标系 $L_2(x_2, y_2, z_2)$ 随坐标系 $L_1(x_1, y_1, z_1)$ 运动并绕其 $z$ 轴倾转,倾转角速度为 $\Omega_{\phi}$ ,旋翼绕局部坐标系 $L_2(x_2, y_2, z_2)$ 的 $y$ 轴作旋转运动,旋转角速度为 $\Omega$ ;局部坐标系 $L_3(x_3, y_3, z_3)$ 随局部坐标系 $L_2(x_2, y_2, z_2)$ 运动并绕其 $y$ 轴旋转,旋转角速度为 $\Omega$ ,旋翼绕局部坐标系 $L_3(x_3, y_3, z_3)$ 的 $z$ 轴作变距运动,变距角速度为 $K$ 。

## 2 算例验证

由于缺乏旋翼连续倾转过渡状态的相关试验数据,采用某型无人倾转旋翼机小角度倾转试验缩比桨<sup>[22]</sup>以及有试验数据可供对比的前飞状态的7A旋翼作为算例<sup>[23]</sup>验证本文方法。

1:2.5缩比桨模型吹风试验在南京航空航天大学串置开口回流风洞进行,如图3所示。缩比桨可以俯仰偏转 $\pm 10^\circ$ 。计算旋翼转速 $\Omega =$

2 100 rpm, 旋翼总距角  $\theta=7.6^\circ$ , 风速  $V=9\text{ m/s}$ , 缩比桨拉力系数计算值与试验值对比如图 4 所示, 可以看出: 拉力系数计算值与试验值基本一致。



图 3 缩比桨风洞试验

Fig. 3 Wind tunnel test of scaled rotors

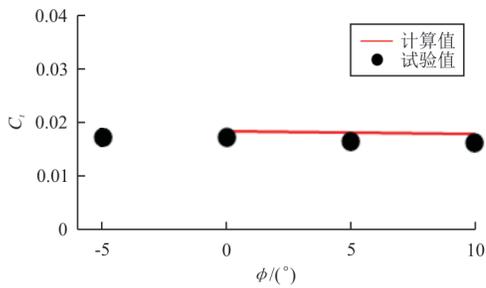


图 4  $C_T$  计算值与试验值对比

Fig. 4 Comparison between  $C_T$  calculation values and test values

7A 旋翼半径  $R=2.1\text{ m}$ , 桨叶弦长  $c=0.14\text{ m}$ <sup>[24]</sup>。计算状态: 前进比  $\lambda=0.167$ , 拉力实度比  $C_T/\sigma=0.08$ <sup>[23]</sup>。

旋翼拉力实度比  $C_T/\sigma$  每圈计算平均值和试验值对比如图 5 所示, 可以看出: 计算第 5 圈已收敛,  $C_T/\sigma=0.0799$ , 误差为  $-0.05\%$ ; 计算第 10 圈,  $C_T/\sigma=0.0802$ , 误差为  $0.26\%$ , 误差较小。

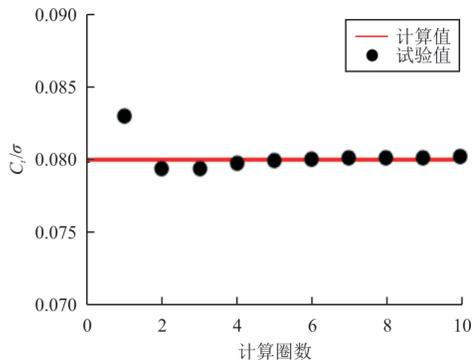
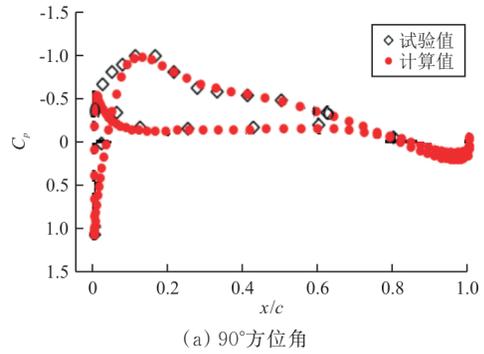


图 5  $C_T/\sigma$  计算值与试验值对比

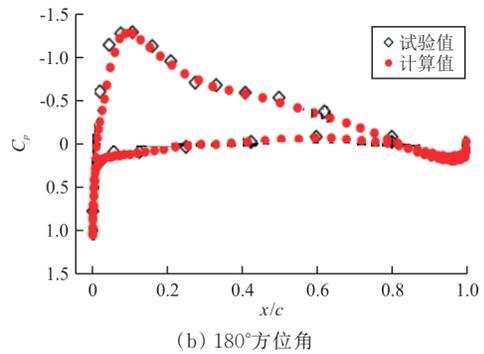
Fig. 5 Comparison between  $C_T/\sigma$  calculation values and test values

桨叶  $0.82R$  和  $0.92R$  截面处的压力系数在  $90^\circ$  方位角和  $180^\circ$  方位角计算值与试验值对比如图 6~

图 7 所示, 可以看出: 计算值与试验值吻合较好。

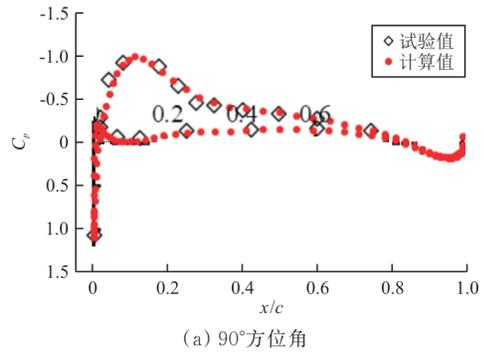


(a)  $90^\circ$  方位角

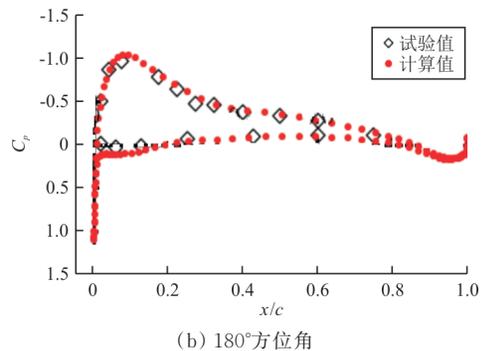


(b)  $180^\circ$  方位角

图 6  $0.82R$  处压力系数计算值与试验对比  
Fig. 6 Comparison between pressure coefficient calculation values and test values at  $0.82R$



(a)  $90^\circ$  方位角



(b)  $180^\circ$  方位角

图 7  $0.92R$  处压力系数计算值与试验值对比  
Fig. 7 Comparison between pressure coefficient calculation values and test values at  $0.92R$

上述算例验证说明本文方法所得计算结果与试验结果吻合良好,表明该方法合理,适合于倾转旋翼机气动特性的数值模拟。

### 3 连续倾转过渡过程模拟

#### 3.1 不同过渡时间线性变化

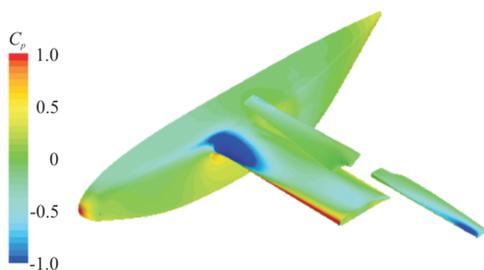
由于连续倾转过渡迭代步数较多,连续倾转过渡时间越长,所需计算时间越长,对于计算资源要求越高。受计算条件限制,连续倾转过渡时间分别设定为 1 s 和 2 s,连续倾转过渡参数线性变化,对比连续倾转过渡时间对气动特性的影响。

某型倾转旋翼机连续倾转过渡计算参数设置如表 1 所示,前飞速度、旋翼倾转角及总距角线性变化。在旋翼开始倾转前,先计算倾转初始状态流场,并达到收敛。初始状态流场如图 8 所示,并以此为初始条件,开始连续倾转过渡流场模拟。图中机体压力系数  $C_{p\text{机体}}=P/(1/2\rho V^2)$ , 桨叶压力系数  $C_{p\text{桨叶}}=P/(1/2\rho\Omega^2 R^2)$ 。

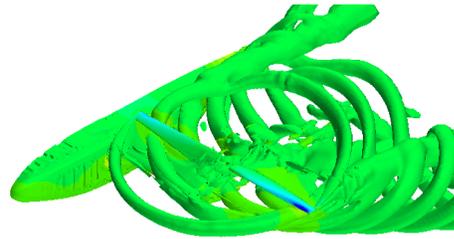
表 1 连续倾转过渡参数

Table 1 Parameters of continuous tilting transition

参 数	数 值	
	状态 1	状态 2
参考面积 $S/m^2$	1.58	1.58
旋翼半径 $R/m$	1.6	1.6
桨尖速度 $\Omega R/(m\cdot s^{-1})$	167.55	167.55
初始前飞速度 $V_0/(m\cdot s^{-1})$	20	20
初始旋翼倾转角 $\phi_0/(\circ)$	10	10
旋翼旋转速度 $\Omega/rpm$	1 000	1 000
旋翼桨叶安装角 $\theta_0/(\circ)$	14	14
倾转过渡时间 $t/s$	1	2
前飞加速度 $a/(m\cdot s^{-2})$	20	10
旋翼倾转角速度 $\Omega_{qt}/[(\circ)\cdot s^{-1}]$	80	40
总距角增速 $K/[(\circ)\cdot s^{-1}]$	8	4



(a) 压力分布



(b) 流场

图 8 开始倾转时压力分布和流场

Fig. 8 Pressure contour and flow field at the beginning of tilting

由于倾转旋翼机在连续倾转过渡中速度一直在增加,旋翼拉力系数  $C_i$ 、扭矩系数  $C_Q$  以及机体升力系数  $C_L$ 、阻力系数  $C_D$  计算公式为

$$C_i = T/(1/2\rho\Omega^2 R^2 \pi R^2) \quad (7)$$

$$C_Q = Q/(1/2\rho\Omega^2 R^2 \pi R^3) \quad (8)$$

$$C_L = L/(1/2\rho V^2 S) \quad (9)$$

$$C_D = D/(1/2\rho V^2 S) \quad (10)$$

$$V = V(t) \quad (11)$$

式中:  $T$  为旋翼拉力;  $Q$  为旋翼扭矩;  $L$  为机体升力;  $D$  为机体阻力;  $V$  为各时刻对应的倾转旋翼机飞行速度。

旋翼拉力系数随旋翼倾转角变化曲线如图 9 所示。

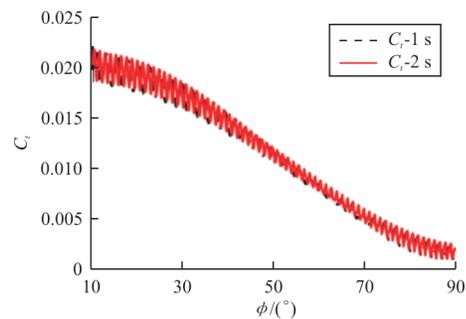


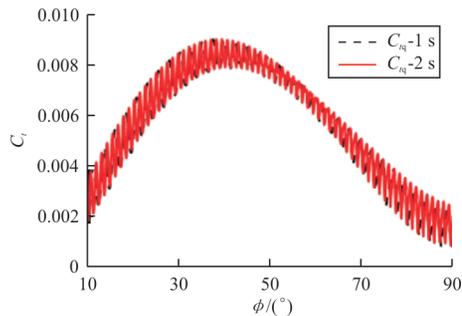
图 9 旋翼拉力系数随旋翼倾转角变化曲线

Fig. 9 Curve of  $C_i$  varied with  $\phi$

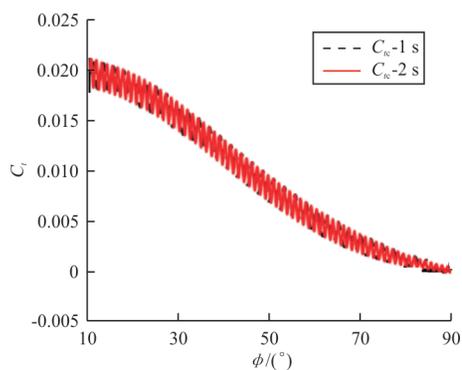
从图 9 可以看出:连续倾转过渡时间为 1 s 和 2 s 时的旋翼拉力系数  $C_i$  随旋翼倾转角  $\phi$  变化趋势一致,均随旋翼倾转角  $\phi$  增加呈现逐渐减小的趋势,但连续倾转过渡时间 2 s 时的旋翼拉力系数  $C_i$  周期性变化频率是连续倾转过渡时间 1 s 时的旋翼拉力系数  $C_i$  周期性变化频率的 2 倍。这是由于随着来流速度增大及旋翼前倾角增加,虽然桨叶总距角同时增加,但其增加值小于桨叶迎角减小值,

桨叶迎角减小。也可以看出:旋翼在倾转过程中,旋翼拉力系数 $C_l$ 周期性变化幅值先减小后增大。这是由于旋翼在前倾过程中由于前行桨叶和后行桨叶气流不对称造成的旋翼拉力系数 $C_l$ 周期性变化逐渐减小,而机翼对旋翼的气动干扰逐渐增加。

旋翼拉力系数垂向分量 $C_{lc}$ 和前向分量 $C_{lq}$ 随旋翼倾转角变化曲线如图 10 所示。



(a) 旋翼拉力系数前向分量随旋翼倾转角变化曲线



(b) 旋翼拉力系数垂向分量随旋翼倾转角变化曲线

图 10 旋翼拉力系数垂向分量和前向分量随旋翼倾转角变化曲线

Fig. 10 Curve of vertical component and forward component of  $C_{lc}$  and  $C_{lq}$  varied with  $\phi$

从图 10 可以看出:连续倾转过渡时间为 1 s 和 2 s 时的旋翼拉力系数垂向分量 $C_{lc}$ 和前向分量 $C_{lq}$ 随旋翼倾转角 $\phi$ 变化趋势一致。随着旋翼倾转角增加,随旋翼拉力系数垂向分量 $C_{lc}$ 逐渐减小至 0,这是由于旋翼拉力系数 $C_l$ 随旋翼倾转角增加逐渐减小,同时旋翼与垂向的夹角逐渐增大,而旋翼拉力系数垂向分量 $C_{lc}$ 与旋翼拉力系数 $C_l$ 近似成 $\cos\phi$ 的关系,因此旋翼拉力系数垂向分量 $C_{lc}$ 逐渐减小;旋翼拉力系数前向分量 $C_{lq}$ 先增大后减小,在 $40^\circ$ 附近达到最大,这是由于旋翼与垂向的夹角逐渐增大,而旋翼拉力系数前向分量 $C_{lq}$ 与旋翼拉力系数 $C_l$ 近

似成 $\sin\phi$ 的关系,因此旋翼拉力系数前向分量 $C_{lq}$ 先增大,随着旋翼拉力系数 $C_l$ 进一步减小,旋翼拉力系数前向分量 $C_{lq}$ 逐渐减小。

旋翼扭矩系数随旋翼倾转角变化曲线如图 11 所示,可以看出:连续倾转过渡时间为 1 s 和 2 s 时的旋翼扭矩系数随旋翼倾转角变化趋势一致,均随旋翼倾转角增加呈现先增大后减小的趋势,在 $40^\circ$ 附近达到最大。这主要是由于桨叶总距角线性增大,而旋翼入流增加较慢,因此桨叶迎角增加导致旋翼扭矩逐渐增大,但随着前倾角及前飞速度继续增大,旋翼入流增加加快,桨叶迎角减小,旋翼扭矩逐渐降低。

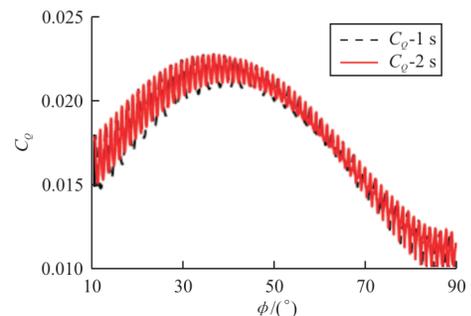


图 11 旋翼扭矩系数随旋翼倾转角变化曲线

Fig. 11 Curve of  $C_Q$  varied with  $\phi$

机体升力系数和阻力系数随旋翼倾转角变化曲线如图 12 所示,可以看出:连续倾转过渡时间为 1 s 和 2 s 时的机体升力系数 $C_L$ 和阻力系数 $C_D$ 随旋翼倾转角变化趋势一致。机体升力系数 $C_L$ 先增大后逐渐缓慢减小,在旋翼倾转角 $40^\circ$ 附近时达到最大,相比初始状态及平飞状态增大约 30%。主要是由于随着旋翼前倾角度及前飞速度增大,旋翼下洗气流对机翼干扰逐渐减小,同时旋翼对气流有加速作用,旋翼加速气流随着旋翼前倾角增大对机翼的作用增强,但随着前飞速度增加,旋翼加速气流对机翼来流的影响逐渐降低,因此综合作用下来机体升力首先逐渐增大,在旋翼前倾角 $40^\circ$ 附近时达到最大,随后逐渐降低。机体阻力系数 $C_D$ 随着旋翼倾转角增加首先逐渐增大,在倾转至 $40^\circ$ 附近后变化较为缓慢,这是由于随着旋翼前倾角度及前飞速度增大,旋翼加速气流对机翼干扰逐渐增大,但随着前飞速度增加,旋翼加速气流对机翼的干扰逐渐降低。

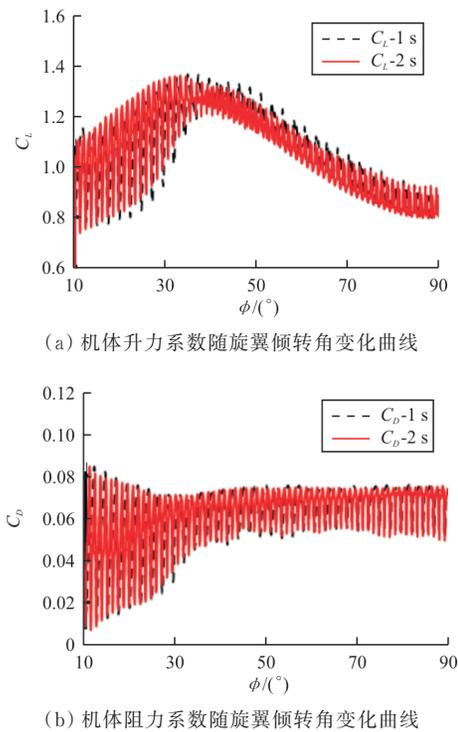


图 12 机体升力系数和阻力系数随旋翼倾转角变化曲线  
Fig. 12 Curve of  $C_L$  and  $C_D$  varied with  $\phi$

倾转过渡时间为 2 s 时, 旋翼处于不同倾转角时机体和桨叶表面压力分布如图 13 所示, 旋翼与机翼均处于平行状态。机体和桨叶表面压力相差较大, 采用压力系数表示, 机体表面压力系数  $C_{p\text{机体}} = P / (1/2\rho V^2)$ , 其中  $V$  为不同倾转角对应的前飞速度, 桨叶表面压力系数  $C_{p\text{桨叶}} = P / (1/2\rho\Omega^2 R^2)$ 。

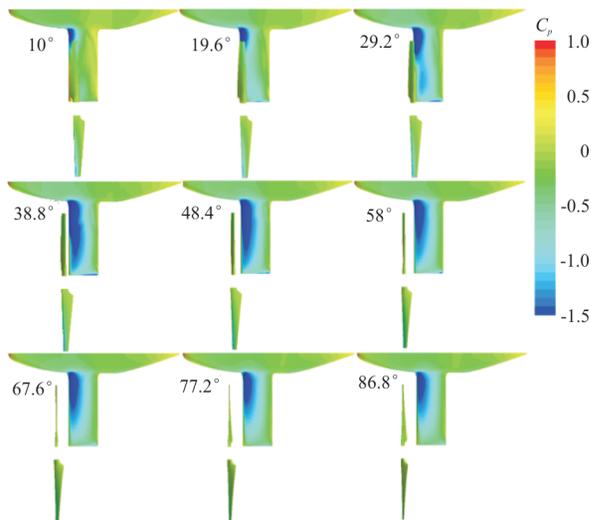


图 13 不同旋翼倾转角机体和桨叶表面压力  
Fig. 13 Pressure distribution on airframe and blade surface in different tilting angles

从图 13 可以看出: 随着旋翼倾转角增大, 机翼上表面负压区面积逐渐增大, 在旋翼倾转角  $38.8^\circ$  时达到最大, 然后逐渐减小, 说明旋翼对机翼的影响在  $38.8^\circ$  附近时达到最大, 这也解释了机体升力系数先增大后减小的变化趋势。

倾转过渡时间为 2 s 时旋翼处于不同倾转角时的全机流场如图 14 所示, 旋翼与机翼均处于平行状态, 可以看出: 随着旋翼倾转角及前飞速度增加, 旋翼桨尖涡向下倾斜角度逐渐降低, 说明旋翼下洗流与来流速度的比值逐渐降低, 旋翼下洗气流对机翼的干扰逐渐减弱。也可以看出: 随着旋翼倾转角及前飞速度增加, 两片桨叶的桨尖涡之间的距离逐渐增加。

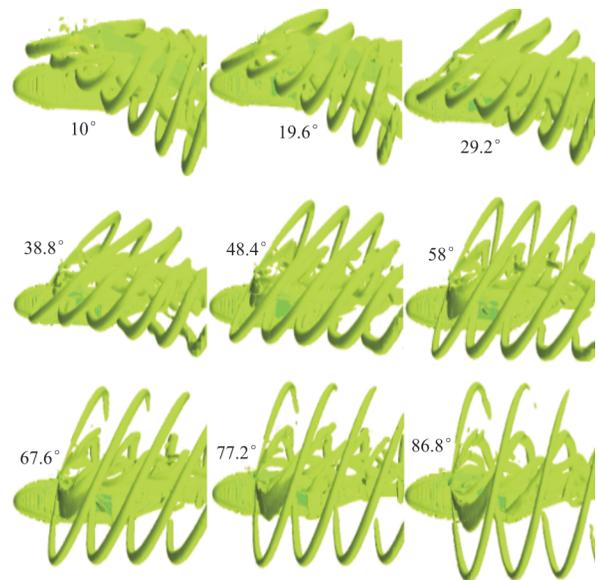


图 14 不同旋翼倾转角全机流场  
Fig. 14 Flow field in different tilting angles

### 3.2 总距角非线性变化

倾转旋翼机在实际倾转过渡中总距角等参数不是线性变化, 本文采用总距角非线性变化进行倾转过渡过程模拟, 使得机体升力和旋翼拉力垂直分量之和 (飞机总升力) 变化尽量平缓, 并与总距角线性变化进行对比。从倾转初始流场收敛后开始连续倾转过渡模拟, 计算参数如表 2 所示, 总距角非线性变化曲线如图 15 所示, 其中状态 2 的总距角增速为非线性。

表2 连续倾转过渡线性及非线性变化参数  
Table 2 Linear and nonlinear parameters of continuous tilting transition

参 数	数 值	
	状态 1	状态 2
参考面积 $S/m^2$	1.58	1.58
旋翼半径 $R/m$	1.6	1.6
桨尖速度 $\Omega R/(m \cdot s^{-1})$	167.55	167.55
初始前飞速度 $V_0/(m \cdot s^{-1})$	20	20
初始旋翼倾转角 $\varphi_0/(\circ)$	10	10
旋翼旋转速度 $\Omega/rpm$	1 000	1 000
旋翼桨叶安装角 $\theta_0/(\circ)$	10	10
倾转过渡时间 $t/s$	1	1
前飞加速度 $a/(m \cdot s^{-2})$	32	32
旋翼倾转角速度 $\Omega_{qs}/[(\circ) \cdot s^{-1}]$	80	80
总距角增速 $K/[(\circ) \cdot s^{-1}]$	18	—

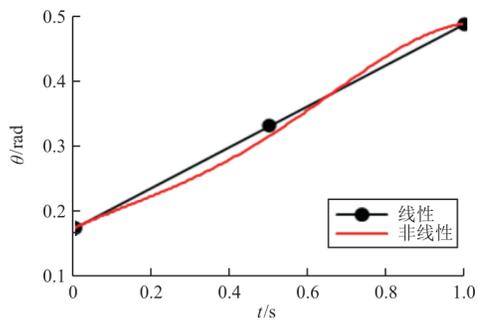


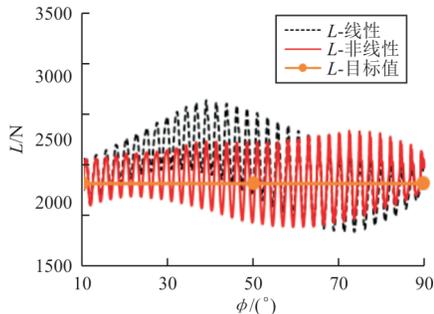
图 15 总距角随时间变化曲线  
Fig. 15 Curve of  $\theta$  varied with  $t$

总距角非线性变化方程为

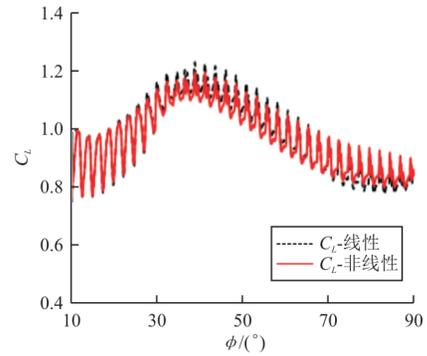
$$\theta_t = -0.65743981 \times t^4 + 1.04508111 \times t^3 - 0.35442870 \times t^2 + 0.28096950 \times t + 0.17451888 \quad (12)$$

式(12)中,  $t$  从倾转开始时计时。

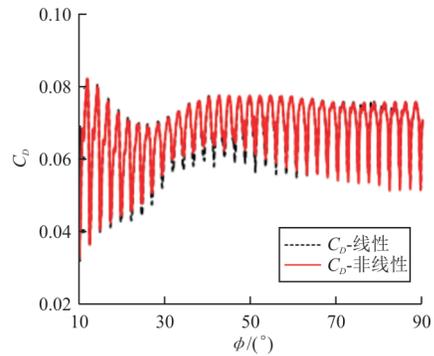
连续倾转过渡时总距角线性变化和线性变化气动特性对比如图 16 所示。



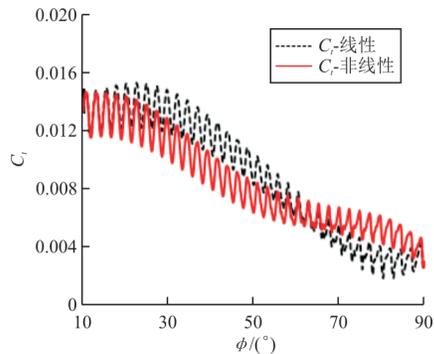
(a) 总升力随倾转角变化曲线



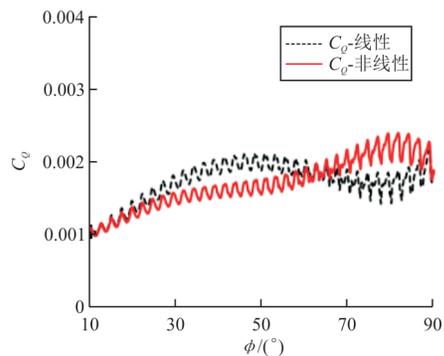
(b) 机体升力系数随倾转角变化曲线



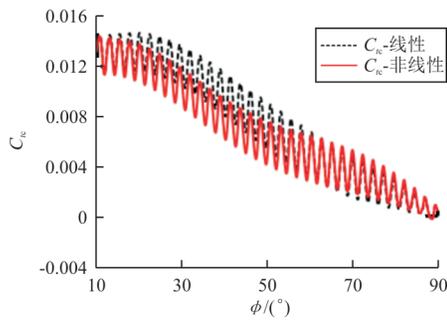
(c) 机体阻力系数随倾转角变化曲线



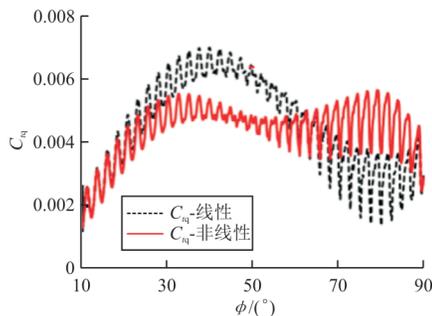
(d) 旋翼拉力系数随倾转角变化曲线



(e) 旋翼扭矩系数随倾转角变化曲线



(f) 旋翼拉力系数垂向分量随倾转角变化曲线



(g) 旋翼拉力系数前向分量随倾转角变化曲线

图16 总距角线性变化和非线性变化各气动参数对比

Fig. 16 Comparison of various aerodynamic parameters between linear and nonlinear changes in collective pitch angle

从图16(a)可以看出:总距角非线性变化时,倾转旋翼机的总升力随旋翼倾转角变化更为平缓,通过设计总距角非线性变化曲线,总升力可以保持在目标值附近;从图16(b)和图16(c)可以看出:总距角非线性变化和线性变化时的机体升力系数、阻力系数随旋翼倾转角变化趋势基本一致,机体升力系数均在旋翼倾转角 $40^\circ$ 附近达到最大值,相比初始状态及平飞状态增大约30%;从图16(d)~图16(g)可以看出:旋翼拉力系数及其前向分量和垂向分量、旋翼扭矩系数随旋翼总距角变化而变化,其变化趋势与总距角线性变化和非线性变化参数有关。

## 4 结论

(1) 基于运动嵌套网格和局部坐标系理论,建立了一套适合于模拟倾转旋翼机连续倾转过渡状态流场特性的数值计算方法,该方法能有效模拟倾转旋翼机在连续倾转过渡状态中的强非线性气动特性,较好地捕捉连续倾转过渡过程中旋翼和机体的流场细节。

(2) 在连续倾转过渡过程中,对于不同倾转过渡时间( $t=1\text{ s}$ 和 $t=2\text{ s}$ )旋翼和机体气动特性随旋翼倾转角增加变化趋势基本一致,在工程计算中可采用较小的倾转过渡时间,用于大幅降低计算时间。

(3) 在连续倾转过渡过程中,机体升力系数随旋翼倾转角增加先增大后减小,在旋翼倾转角 $40^\circ$ 附近达到最大,相比初始状态及平飞状态增大约30%;随着旋翼倾转角、总距角及前飞速度线性增大,旋翼拉力系数及其垂向分量逐渐减小。

(4) 在连续倾转过渡过程中,旋翼倾转角和前飞速度线性增大,采用合适的总距角非线性变化曲线,倾转旋翼机总升力可以保持在目标值附近。

## 参考文献

- [1] MAISEL M D, GIULIANETTI D J, DUGAN D C. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight: NASA SP-2000-4517 [R]. Washington DC: NASA, 2000.
- [2] WEIBERG J A, MAISEL M D. Wind-tunnel tests of the XV-15 tilt rotor aircraft: NASA TM 81177 [R]. [S. l.]: NASA, 1980.
- [3] FOSTER M. The future evolution of the tiltrotor [R]. US: AIAA, 2003.
- [4] MALENIC M. AUSA 2014: Bell announces more V-280 industry partners as JMR teams prep for flight [N]. Jane's Defence Weekly, 2014-10-15(2).
- [5] 郭剑东, 宋彦国. 小型无人倾转旋翼机气动与操纵特性试验研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(1): 107-112. GUO Jiandong, SONG Yanguo. Testing study on aerodynamics and control characteristics of a small unmanned tilt rotor [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(1): 107-112. (in Chinese)
- [6] 招启军, 倪同兵, 李鹏, 等. 倾转旋翼机流动机理及气动干扰特性试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(12): 2900-2912. ZHAO Qijun, NI Tongbing, LI Peng, et al. Experiment on flow mechanism and aerodynamic interaction characteristics of tiltrotor aircraft [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12): 2900-2912. (in Chinese)
- [7] 鲁麟宏, 付荣, 王勇, 等. 基于矫正广义走廊的电动倾转旋翼机模态转换[J]. 航空学报, 2018, 39(8): 41-52. LU Linhong, FU Rong, WANG Yong, et al. Mode conversion of electric tilt rotor aircraft based on corrected generalized corridor [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(8): 41-52. (in Chinese)
- [8] 马存旺, 文嘉瑜, 宋彦国. 倾转旋翼机冗余操纵的舵面分配策略和飞行转换路径分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 36-45, 146. MA Cunwang, WEN Jiayu, SONG Yanguo. Analysis of

- control surface assignment strategy and flight conversion path for redundant manipulation of tilt-rotorcraft[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2019, 10(1): 36-45, 146. (in Chinese)
- [9] 王东升, 郭剑东, 浦黄忠. 无人倾转旋翼机过渡模式舵面分配及自抗扰控制[J]. *电光与控制*, 2019, 26(4): 23-27. WANG Dongsheng, GUO Jiandong, PU Huangzhong. Rudder distribution and active disturbance rejection control of unmanned tiltrotor aircraft in transition mode[J]. *Electronics Optics & Control*, 2019, 26(4): 23-27. (in Chinese)
- [10] 李欢, 龚小权, 唐静, 等. 非正常预处理方法在倾转旋翼飞行器悬停状态气动干扰模拟中的应用[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(2): 396-409. LI Huan, GONG Xiaoquan, TANG Jing, et al. Application of unsteady preconditioning to aerodynamic interaction simulation of tilt rotor aircraft in hover[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(2): 396-409. (in Chinese)
- [11] 李鹏, 招启军. 悬停状态倾转旋翼/机翼干扰流场及气动力的 CFD 计算[J]. *航空学报*, 2014, 35(2): 361-371. LI Peng, ZHAO Qijun. CFD calculations on the interaction flowfield and aerodynamic force of tiltrotor/wing in hover [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(2): 361-371. (in Chinese)
- [12] 张铮, 陈仁良. 倾转旋翼机旋翼/机翼气动干扰理论与试验[J]. *航空学报*, 2017, 38(3): 26-34. ZHANG Zheng, CHEN Renliang. Theory and test of rotor/wing aero-interaction in tilt rotor aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(3): 26-34. (in Chinese)
- [13] 李鹏, 招启军. 倾转旋翼典型飞行状态气动特性的 CFD 分析[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(2): 421-431. LI Peng, ZHAO Qijun. CFD analyses of aerodynamic characteristics of tilt-rotor under typical flight conditions [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(2): 421-431. (in Chinese)
- [14] JOHNSON W, YAMAUCHI G K, DERBY M R, et al. Wind tunnel measurements and calculations of aerodynamic interactions between tiltrotor aircraft [R]. US: AIAA, 2003.
- [15] YOUNG L A, LILLIE D, MCCLUER M, et al. Insights into airframe aerodynamics and rotor-on-wing interactions from a 0.25-scale tiltrotor wind tunnel model [EB/OL]. [2020-09-20]. <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download;jsessionid=6CA27B01211E0A0561692F694F323AB1?doi=10.1.1.497.6861&rep=rep1&type=pdf>.
- [16] POLING D R, ROSENSTEIN H, RAJAGOPALAN G. Use a Navier-Stokes code in understanding tilt-rotor flow fields in hover[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1998, 43(2): 103-109.
- [17] GARCIA A J, BARAKOS G N. Numerical simulations on the ERICA tiltrotor [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 64: 171-191.
- [18] 李鹏, 招启军, 汪正中, 等. 过渡状态倾转旋翼气动模拟的高效 CFD 方法[J]. *南京航空航天大学学报*, 2015, 47(2): 189-197. LI Peng, ZHAO Qijun, WANG Zhengzhong, et al. Highly-efficient CFD method for predicting aerodynamic force of tiltrotor in conversion mode [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2015, 47(2): 189-197. (in Chinese)
- [19] 李鹏. 倾转旋翼机非正常气动特性分析及气动设计研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015: 127-130. LI Peng. Researches on aerodynamic design and analyses on unsteady aerodynamic characteristics of the tiltrotor aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015: 127-130. (in Chinese)
- [20] 孙凯军, 张碧辉, 付义伟, 等. 悬停状态倾转旋翼机非正常气动干扰研究[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)
- [21] 吴伟伟, 马存旺, 孙凯军. 螺旋桨滑流对自转旋翼气动特性影响分析[J]. *航空工程进展*, 2020, 11(2): 176-183. WU Weiwei, MA Cunwang, SUN Kaijun. Analysis on the propeller slipstream interference with autorotating rotor aerodynamic characteristics [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2020, 11(2): 176-183. (in Chinese)
- [22] 孙凯军, 张练, 付义伟, 等. 某型倾转旋翼机的旋翼桨叶气动优化设计[J]. *航空工程进展*, 2019, 10(3): 340-347. SUN Kaijun, ZHANG Lian, FU Yiwei, et al. Aerodynamic optimization design of the rotor blade of a tilt-rotor aircraft [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2019, 10(3): 340-347. (in Chinese)
- [23] BIAVA M, BINDOLINOT G, VIGEVANO L. Single blade computations of helicopter rotors in forward flight [R]. US: AIAA, 2003.
- [24] STEIJL R, BARAKOS G N, BADCOCK K J. A CFD framework for analysis of helicopter rotors [R]. US: AIAA, 2005.

#### 作者简介:

吴伟伟(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

马存旺(1977—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

张练(1991—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

孙凯军(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器气动布局设计。

(编辑:丛艳娟)