

旋翼滑流对倾转旋翼机飞机模式下 气动特性的影响

陈 皓, 陆志良, 郭同庆

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 建立了考虑旋翼桨叶形状、桨叶片数、桨距和转速等因素的等效桨盘模型,该模型中桨叶对气流的作用被等效为时间平均的源项添加到控制方程中,并通过两个算例验证了模型的有效性。对 V-22 倾转旋翼机飞机模式高速巡航状态下的全机三维流场进行了数值模拟,分析了旋翼流场特征,定量给出了滑流对气动系数影响量。计算结果表明:旋翼滑流明显改变了机翼表面的压力分布,使全机升力系数增大,最大升力系数增量为 4.6%; 0° 迎角下滑流使阻力系数减小了 29%,而 4° 迎角后,滑流使得阻力系数增大,在 14° 时增量达到了 32%;俯仰力矩系数的变化量为 4.6%。进一步研究发现,滑流对平尾下表面压力系数分布产生较大影响,而对垂尾影响则较小。

关 键 词: 倾转旋翼机; 飞机模式; 等效桨盘; 气动特性; 多块结构网格

中图分类号: V221.3

文献标志码: A

Rotor slipstream effects on aerodynamic performance of tiltrotor aircraft in airplane mode

CHEN Hao, LU Zhiliang, GUO Tongqing

(College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: An equivalent actuator disk model was developed by taking into consideration such factors as the blade shape, the number of blade, blade pitch and rotating speed of rotor. This technique modelled the rotor implicitly through time averaged source terms in the equations and two test cases were used to validate the actuator disk model. The three-dimensional flow field around V-22 tiltrotor aircraft in high-speed airplane mode was simulated. The characteristics of the rotor flow field were analysed and the increments of aerodynamic coefficients caused by slipstream were also presented. The results showed that the rotor slipstream altered the pressure distributions on wing surface evidently, which increased the lift coefficients up to 4.6%. Slipstream decreased the drag coefficients about 29% at 0° angle of attack. However, after 4° angle of attack, slipstream increased the drag coefficients and the maximum increment was up to 32%. The variation of the pitching moment coefficient was also 4.6%. Further studies show that rotor slipstream has greater effect on the lower surface of the horizontal tail, while making a small impact on the vertical tail.

收稿日期: 2017-10-19

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 陈皓(1990—),男,博士生,主要从事计算流体力学研究。

引用格式: 陈皓,陆志良,郭同庆.旋翼滑流对倾转旋翼机飞机模式下气动特性的影响[J].航空动力学报,2018,33(11):2809-2816.
CHEN Hao, LU Zhiliang, GUO Tongqing. Rotor slipstream effects on aerodynamic performance of tiltrotor aircraft in airplane mode[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2809-2816.

Key words: tiltrotor aircraft; airplane mode; equivalent actuator disk; aerodynamic characteristic; multi-block structured grid

倾转旋翼机是一种新构型原理飞行器,它结合了直升机和固定翼飞机的优点,既可以像普通直升机一样免去跑道垂直起降、悬停,同时也可以像螺旋桨飞机一样高速远程飞行,增大飞行包线,在军事和民用领域都具有广泛应用前景^[1]。倾转旋翼机的技术特点带来了复杂的气动、结构、动力学以及飞行控制等技术问题。气动设计技术作为飞行器设计的基础是必须首先解决的关键技术^[2]。

倾转旋翼机气动特性数值计算首先要解决的是旋翼流场的模拟,目前主要采用涡流理论和计算流体力学(CFD)两种方法。和涡流理论相比,采用求解 Euler/Navier-Stokes(N-S)方程的 CFD 方法能更准确地捕捉流场信息。旋翼 CFD 有两种思路:①围绕各桨叶生成贴体网格^[3-5],整个旋翼网格系统为运动嵌套网格;②利用等效桨盘理论^[6-8],将旋转的桨叶等效为一个没有厚度的圆盘。它的基本思想是桨叶对气流的作用被等效为时间平均的源项添加到控制方程中。该方法减小了网格生成的难度,舍去求解桨叶附近细节流动,从而有效地节省了计算时间。

近年来国内外学者针对倾转旋翼机气动特性已开展了较多的 CFD 计算研究,但由于倾转旋翼机气动构型复杂,现有研究主要采用网格生成容易而计算精度较低的非结构网格、混合网格或重叠网格,研究方向主要集中于低速直升机模式^[9-11],而高速飞机模式下相关计算研究通常忽略了旋翼动力的影响^[12-14]。虽然该状态下气动构型和普通涡桨飞机相似,但倾转旋翼机的旋翼比普通涡桨飞机的螺旋桨直径大很多,因而滑流作用的影响范围更大。旋翼、机翼、机身、尾翼、短舱等多部件间的气动干扰一直是倾转旋翼机设计的难点,如何准确高效地预测旋翼动力对全机气动性能的影响仍具有很大挑战。

鉴于此,本文发展了考虑旋翼桨叶形状、桨叶片数、桨距和转速等因素的等效桨盘模型,并融入到流场计算软件中。基于多块点对接结构网格,采用数值方法定量对比分析了 V-22 倾转旋翼机飞机模式高速巡航状态有、无旋翼动力滑流作用下全机的气动特性,并探讨了滑流增升的机理。相关研究成果能为工程型号设计提供参考。

1 流场求解数值方法

1.1 控制方程及求解

直角坐标系下三维 N-S 方程如下:

$$\frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{g}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{q}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{T}}{\partial z} + \mathbf{J} \quad (1)$$

其中 $\mathbf{W}$ 是守恒变量矢量, $\mathbf{f}$ 、 $\mathbf{g}$ 和 $\mathbf{q}$ 是对流量矢量,分别定义为

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{f} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho ue + up \end{bmatrix}, \quad \mathbf{g} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho ve + vp \end{bmatrix}$$
$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ \rho we + wp \end{bmatrix} \quad (3)$$

$\mathbf{R}$ 、 $\mathbf{S}$ 和 $\mathbf{T}$ 为黏性通量项, $\mathbf{J}$ 是源项,定义为

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 0 \\ f_x \\ f_y \\ f_z \\ uf_x + vf_y + wf_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

以上各式中 p 是流体压强, ρ 是流体密度, e 是单位质量流体总能, u 、 v 和 w 是流体速度 $\mathbf{v}$ 在直角坐标系下的速度分量, f_x 、 f_y 和 f_z 为体积力在直角坐标系下的各个分量, γ 为比热比,完全气体的压强 p 的计算公式为

$$p = (\gamma - 1)\rho \left[e - \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (5)$$

采用中心格式有限体积法空间离散、五步 Runge-Kutta 法进行显式时间推进。基于雷诺平均 N-S 方程模拟紊流,选用了 Spalart-Allmaras (SA) 一方程紊流模型。应用了当地时间步长、隐式残值光顺等加速收敛措施。基于分区网格基本

块的并行算法加速收敛^[15]。

1.2 等效桨盘数学模型

倾转旋翼机全机气动干扰计算不需要精确捕捉桨叶附近的流动细节。为了降低计算资源和提高计算效率,本文发展的等效桨盘模型将桨叶对气流的周期性作用等效为时间平均的源项添加到控制方程中,即式(1)中的 $\mathbf{J}$ 项。

旋翼桨叶坐标系如图 1 所示。取旋翼任意方位角 ψ 和半径 r 处的桨叶剖面为研究对象,如图 2 所示。图中来流角 α_i 定义为

$$\alpha_i = \arctan\left[\frac{\mathbf{V}n}{\mathbf{V}p + (\mathbf{r} \times \boldsymbol{\Omega})p}\right] \quad (6)$$

式中 $\mathbf{p}$ 为切向矢量, $\mathbf{n}$ 为法向矢量。

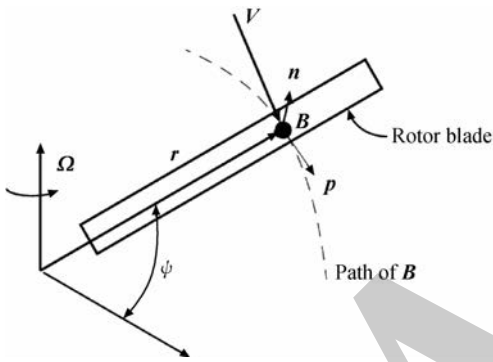


图 1 旋翼桨叶坐标系
Fig. 1 Coordinate system of rotor blade

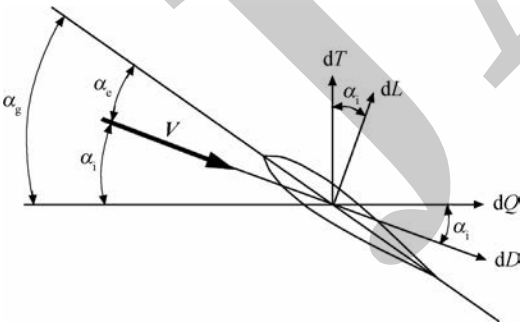


图 2 桨叶剖面气动力和来流示意图
Fig. 2 Rotor section with relative velocities and forces

由已知的桨叶安装角 α_g 和来流角 α_i 即可求得叶素剖面处的有效迎角 $\alpha_e = \alpha_g - \alpha_i$, 那么展长为 dr 的桨叶微段上的升力 L 和阻力 D 分别为

$$dL = \frac{1}{2}\rho V^2 C_l c dr \quad (7)$$

$$dD = \frac{1}{2}\rho V^2 C_d c dr \quad (8)$$

其中 V 为剖面处的来流速度, c 为剖面处翼型弦长。翼型的升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 可以采用

简单的经验公式或者事先通过二维 CFD 计算,建立不同翼型关于马赫数、雷诺数以及迎角等因素的气动力数据库,然后通过查表得到。

将升阻力进一步投影到桨叶剖面坐标系下,并记作 $\mathbf{F}$, 表示如下:

$$\mathbf{F} = \begin{pmatrix} dT \\ dQ \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} dL \cos \alpha_i - dD \sin \alpha_i \\ dL \sin \alpha_i + dD \cos \alpha_i \end{pmatrix} \quad (9)$$

由牛顿第三运动定律,桨叶微段作用于气流的作用力为 $-\mathbf{F}$ 。假设旋翼共有 N 片桨叶,那么一个周期内作用于角度为 $\Delta\theta$ 的矩形微元(如图 3 所示)的时均力为 $\mathbf{F}' = -N\mathbf{F} \frac{\Delta\theta}{2\pi}$ 。最后将 $\mathbf{F}'$ 从桨叶剖面坐标系变换到计算域直角坐标系中,即可得到源项 $\mathbf{J}$ 。在不断迭代求解 N-S 方程的过程中, $\mathbf{J}$ 值也在不断的变化直至收敛,图 4 给出了源项的计算流程图。

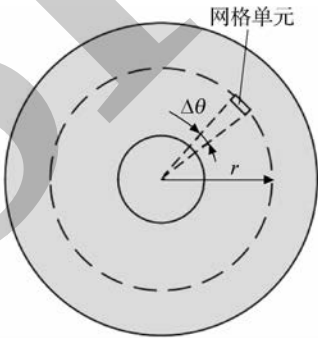


图 3 等效桨盘微元示意图
Fig. 3 Element of equivalent actuator disk

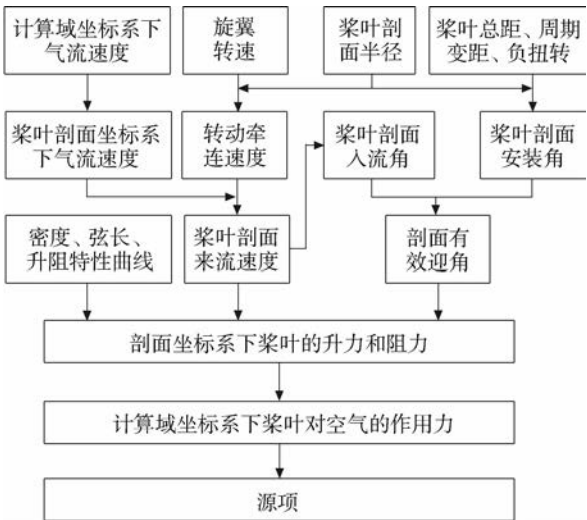


图 4 等效桨盘模型源项的计算流程图
Fig. 4 Flow chart of source term calculation of equivalent actuator disk model

2 算例验证

2.1 单独旋翼悬停流场计算

计算模型选取典型两片桨叶的旋翼开展研究,基本参数如表 1^[16]所示。

图 5 给出了计算得到的旋翼下方 0.104R 和 0.325R 位置处动压计算值与试验结果的对比。

表 1 典型旋翼的基本参数^[16]
Table 1 Typical rotor parameters^[16]

参数	数值及说明
旋翼半径 R/m	0.914
桨距/(°)	11
旋翼转速/(rad/s)	122.2
弦长/m	0.1
翼型	NACA 0012
桨叶片数	2
桨叶根切	0.25R

采用本文等效桨盘模型计算出的动压分布与试验值基本趋于一致,证明了方法的有效性。

2.2 旋翼和机身组合体前飞流场计算

选择有试验数据可供对比的 Georgia Tech 模型^[17]作为算例,具体参数为:旋翼半径为 0.457 m,共两片桨叶,翼型为 NACA 0015,桨叶弦长为 0.086 m,桨距为 10°,无负扭转,旋翼转速为 2100 r/min,前进比为 0.1;机身为半球圆柱体,机身长为 1.371 m,球半径为 0.067 m,旋翼前倾角是 6°,旋转中心到机身的垂直距离为 0.0701 m,到机头的水平距离为 0.457 m。图 6 是等效桨盘和机身网格图。图 7 给出了沿机身方向不同截面压力系数(C_p)分布值和试验值的比较,两者稳合良好证明了本文数值方法的可靠性。

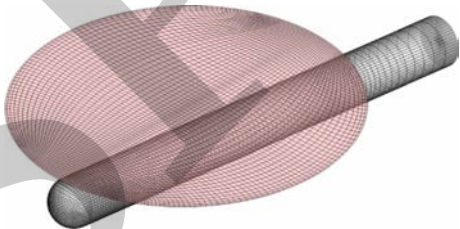
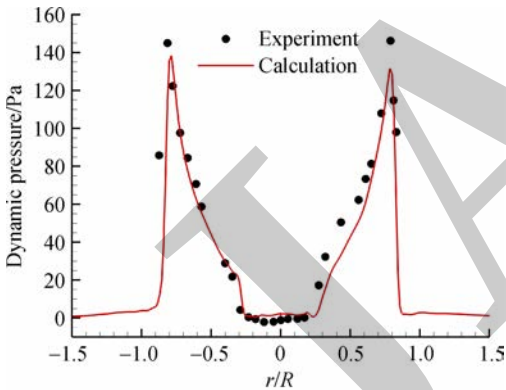
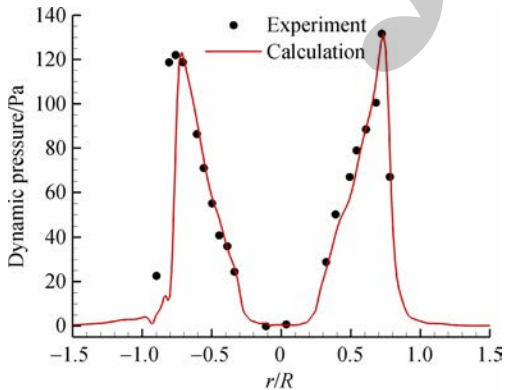


图 6 等效桨盘和机身计算网格图
Fig. 6 Computational grid of equivalent actuator disk and fuselage

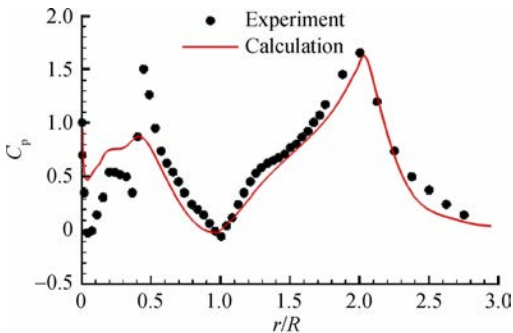


(a) $y=0.104R$

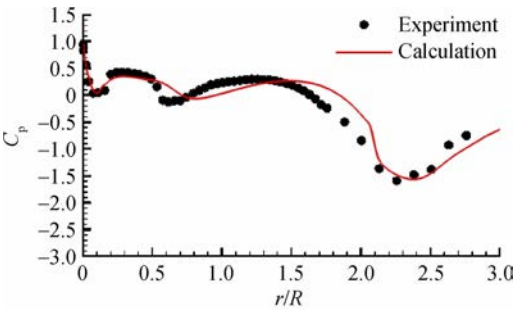


(b) $y=0.325R$

图 5 旋翼下方不同位置动压计算值和试验值对比
Fig. 5 Comparison between predicted dynamic pressure distributions with experimental data of different positions under rotor



(a) 机身上表面



(b) 前行桨叶侧

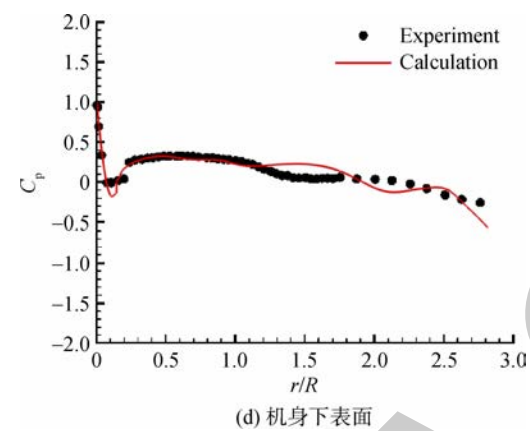
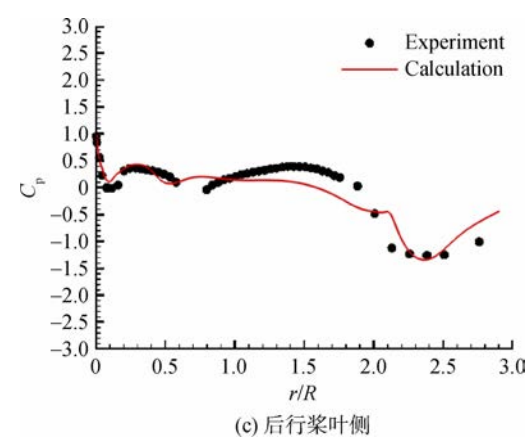


图 7 机身表面压力系数分布计算值与试验值的比较
Fig. 7 Comparison of pressure coefficient distributions between calculation results and experimental data

3 旋翼滑流对倾转旋翼机气动特性影响

以 V-22 倾转旋翼机为对象,研究飞机模式高速巡航状态下旋翼滑流对全机气动性能的影响。机身长为 17.21 m,采用直机翼,翼型为 A821201,机翼前掠角为 6°,上反角为 3.5°。旋翼直径为 11 m,桨叶的基本几何参数参见文献[18];旋翼转速为 333 r/min,旋转方向为逆时针(从机头方向看)。在合理拓扑结构设计基础上,采用代数法与椭圆型方程优化相结合的方法生成全机复杂多块点对接结构网格,图 8 给出了计算网格图,图中蓝色网格面区域即为等效桨盘所在位置,半模网格单元数共 1 365 万。计算状态为:来流马赫数 $Ma=0.364$,来流雷诺数 $Re=8.48\times 10^6$,桨距为 15°。

图 9 为有、无旋翼动力下全机的升力系数随迎角的变化图。不考虑旋翼时,全机失速迎角为 12°,这与文献[19]计算得到的结论一致;考虑旋翼动力后,滑流在不同迎角下都能起到增升的作

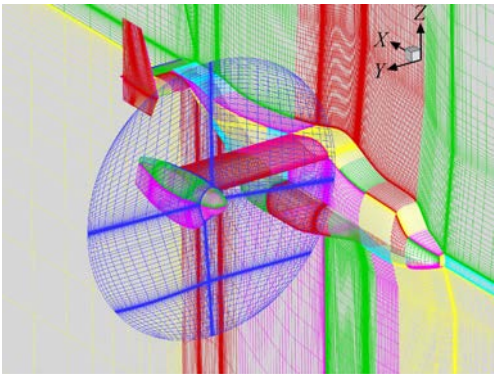


图 8 V-22 倾转旋翼机计算网格
Fig. 8 Computational grid for the V-22 tiltrotor aircraft

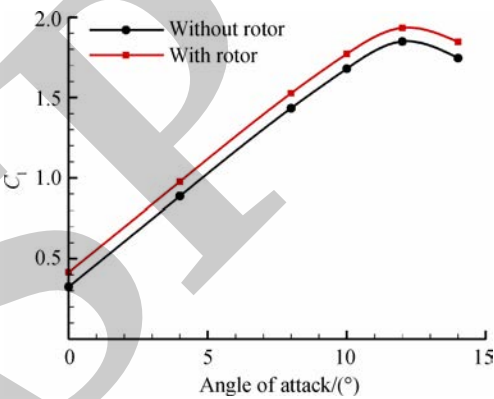


图 9 巡航状态有、无旋翼动力下全机升力系数随迎角的变化
Fig. 9 Lift coefficients varying with angle of attack with or without rotor in cruise

用,最大升力系数增量为 4.6%。这是因为考虑旋翼动力后,一方面气流通过桨盘后能量增加,流速加快;另一方面桨盘逆时针方向旋转会对机翼产生上洗作用,增大了局部迎角。

图 10 和图 11 分别为来流迎角 8°和 14°下机身表面极限流线图。可以看出,中小迎角下,机翼

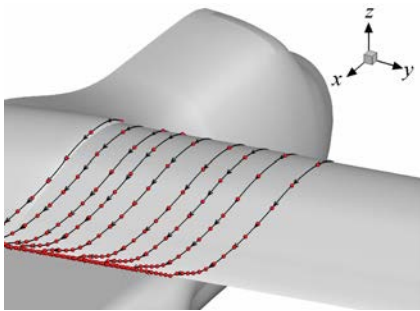


图 10 8°迎角下机身表面极限流线
Fig. 10 Limited streamlines on the wing surface at 8° angle of attack

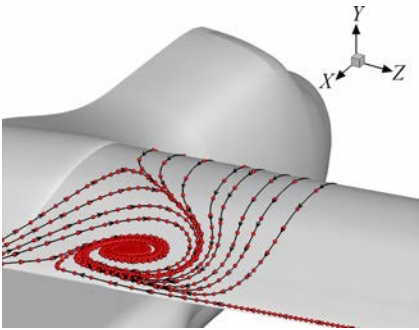


图 11 14°迎角下机身表面极限流线
Fig. 11 Limited streamlines on the wing surface
at 14° angle of attack

表面未发生流动分离;而在大迎角下,机翼和机身连接处附近出现了流动分离现象,而这区域不在滑流区,因而考虑旋翼动力后全机失速迎角并未发生变化。

图 12 为全机阻力系数随迎角的变化图。0°迎角下,有旋翼的阻力系数减小,减小量为 29%;而当来流迎角大于 4°后,有旋翼的阻力系数明显大于没有滑流情况,在迎角 14°时增量达到了 32%。

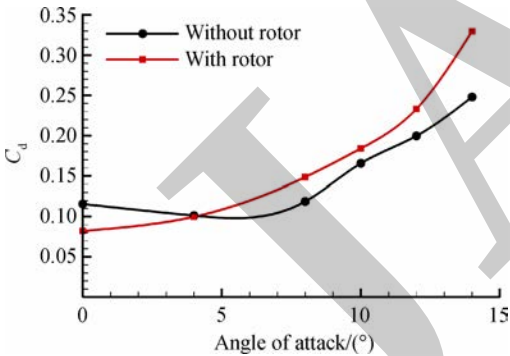


图 12 巡航状态有、无旋翼动力下全机阻力系数随迎角的变化
Fig. 12 Drag coefficients varying with angle of attack with or without rotor in cruise

全机俯仰力矩系数 C_m 随迎角的变化如图 13 所示,本文选取的力矩参考点为机身头部。当迎角超过失速迎角后,由于升力系数的下降导致俯仰力矩系数曲线出现上仰。考虑旋翼作用后,俯仰力矩系数绝对值增大,迎角 12°时增量为 4.6%。

图 14 给出了 8°迎角有旋翼滑流作用下的全机压力系数分布云图,在机翼上表面存在明显的低压区。选取了机翼展向三个位置剖面,如图 15 所示,图 16 给出了有、无滑流作用下剖面压力系

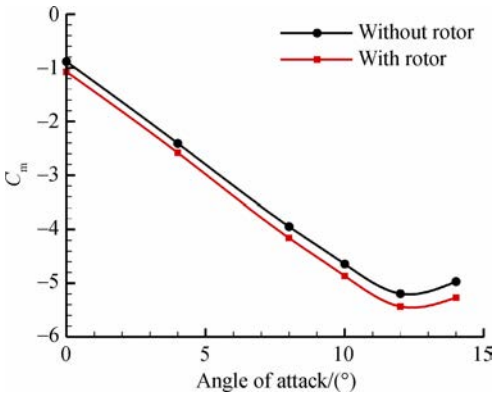


图 13 巡航状态有、无旋翼动力下全机俯仰力矩随迎角的变化
Fig. 13 Pitching moments coefficient varying with angle of attack with or without rotor in cruise

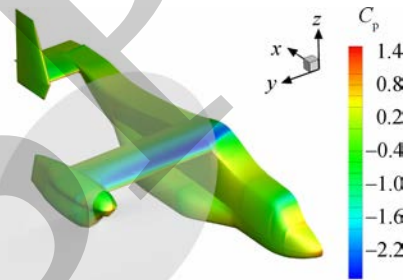


图 14 8°迎角有滑流作用下全机压力系数分布云图
Fig. 14 Pressure coefficient contour with slipstream at 8° angle of attack

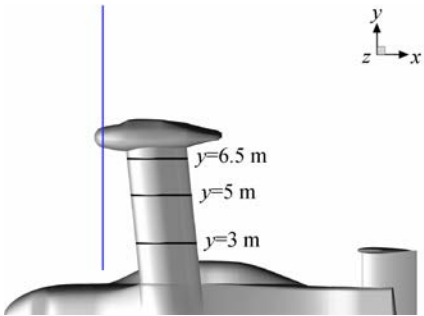


图 15 机翼截面位置
Fig. 15 Wing section locations

数对比。机翼在滑流区动压增加,导致局部环量增加,从而产生了升力增量。旋翼滑流改变了机翼表面的压力分布,使得上表面压力减小,下表面压力增大,因而剖面的升力系数变大。

进一步分析旋翼动力对尾翼气动性能的影响。如图 17 所示,在平尾上选取了 $y=1.3\text{ m}$ 位置,在垂尾上选取了 $z=3.5\text{ m}$ 位置。图 18 和图 19 分别

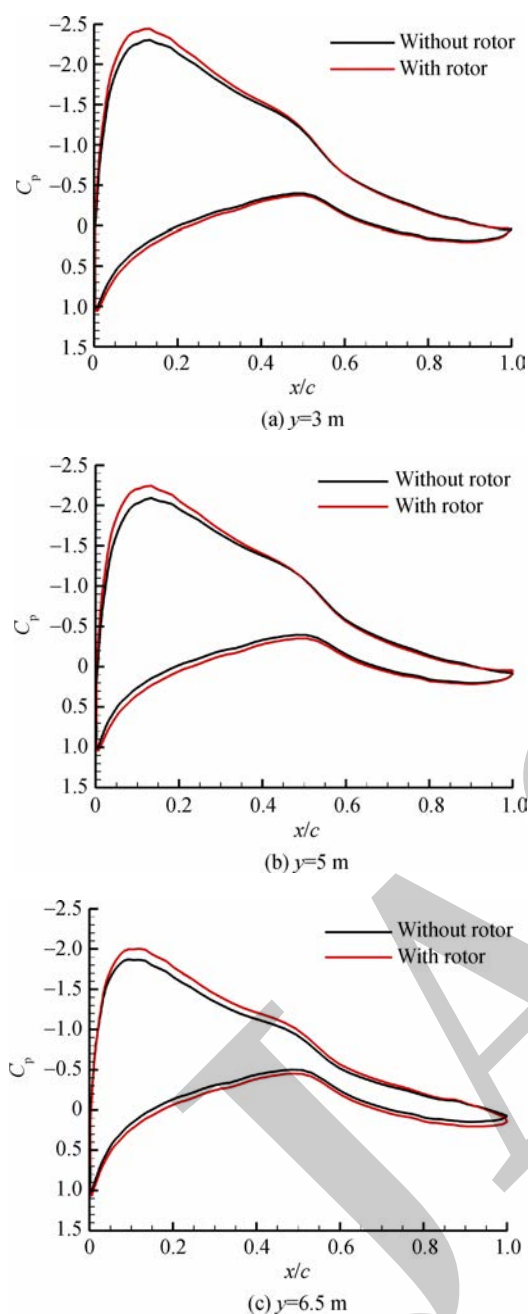


图 16 机翼截面压力系数分布

Fig. 16 Pressure coefficient distributions for three wing sections

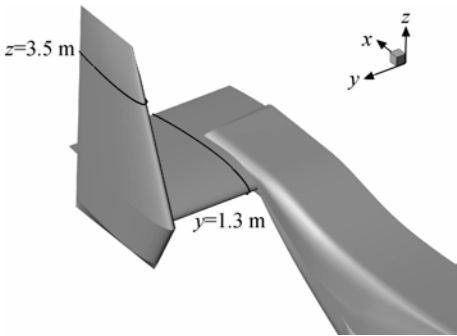


图 17 平尾和垂尾截面位置

Fig. 17 Section locations of horizontal and vertical tails

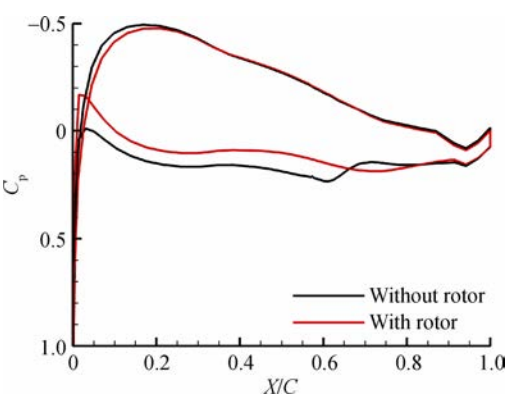


图 18 平尾截面压力系数分布

Fig. 18 Pressure coefficient distribution on the horizontal section

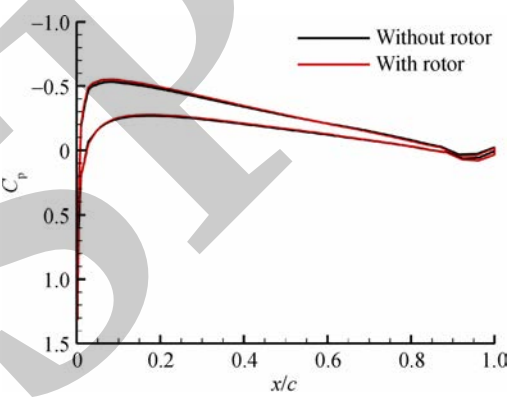


图 19 垂尾截面压力系数分布

Fig. 19 Pressure coefficient distribution on vertical section

给出了有、无旋翼动力下剖面压力系数分布对比,可以看出,虽然尾翼距离旋翼位置较远,但旋翼滑流会对平尾下表面压力分布产生较大影响,而对垂尾的影响则很小。

4 结 论

本文基于等效桨盘模型,定量分析了旋翼动力滑流对 V-22 倾转旋翼机飞机模式高速巡航状态下全机气动性能的影响,研究结果表明:

1) 发展了一种通用的等效桨盘模型,能考虑到旋翼桨叶形状、桨叶片数、桨距以及转速等多种因素。通过两个算例验证了该模型计算得到的流场特征符合物理现象,并和试验值吻合良好。

2) 旋翼滑流能明显改变倾转旋翼机的气动特性,这是因为滑流提高了桨盘后空气的总压,使气流向后加速流动;另外,气流的旋转改变了机翼的当地迎角。计算结果表明在不同的来流迎角下,滑流都使得全机升力系数增大,最大升力系数

的增量为 4.6%，而失速迎角保持不变；0°迎角下滑流使全机阻力系数减小了 29%，而 4°迎角后，滑流使阻力系数增大，在 14°时增量达到了 32%；俯仰力矩系数变化量为 4.6%。

3) 旋翼滑流会对平尾下表面压力系数分布产生较大影响，而对垂尾的影响则很小。

参考文献：

[1] 徐敏. 倾转旋翼机的发展与关键技术综述[J]. 直升机技术, 2003(2): 40-44.
XU Min. Tiltrotor aircraft's development and key technology research[J]. Helicopter Technique, 2003(2): 40-44. (in Chinese)

[2] 吴希明, 仲唯贵, 陈平剑. 倾转旋翼机气动设计技术[J]. 航空科学技术, 2012(4): 17-24.
WU Ximing, ZHONG Weigui, CHEN Pingjian. Aerodynamic design technology for tilt rotor aircraft[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(4): 17-24. (in Chinese)

[3] POTSDAM M A, STRAWN R C. CFD simulations of tiltrotor configurations in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(1): 82-94.

[4] 许和勇, 叶正寅, 史爱明. 基于非结构嵌套网格的旋翼-机身干扰流场数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2010, 24(6): 814-817.
XU Heyong, YE Zhengyin, SHI Aiming. An effective method for numerically simulating helicopter rotor-fuselage aerodynamic interference using unstructured overset grids[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 24(6): 814-817. (in Chinese)

[5] RUFFIN S M, O'BRIEN D, SMITH M J, et al. Comparison of rotor-airframe interaction utilizing overset and unstructured grid techniques[R]. AIAA-2004-0046, 2004.

[6] LE CHUITON F. Actuator disc modelling for helicopter rotors[J]. Aerospace Science and Technology, 2004, 8(4): 285-297.

[7] SCHWEIKHARD R. Actuator disk for helicopter rotors in an unstructured flow solver[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2007, 52(1): 58-68.

[8] RAJAGOPALAN R G. A procedure for rotor performance, flowfield and interference: a perspective[R]. AIAA-2000-0116, 2000.

[9] 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)

[10] POLAK D R, REHM W, GEORGE A R. Effects of an image plane on the tiltrotor fountain flow[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2000, 45(2): 90-96.

[11] FEJTEK I G. Navier-Stokes flowfields computation of wing/rotor interaction for a tilt rotor aircraft in hover[R]. NASA TM 02-185011, 1993.

[12] ABRAS J, NARDUCCI R. Analysis of CFD modeling techniques over the MV-22 tiltrotor[C]// Proceedings of the 66th Annual Forum of the American Helicopter Society. Phoenix, US: American Helicopter Society, 2010: 11-13.

[13] KIM C, CHUNG J. Aerodynamic analysis of tilt-rotor unmanned aerial vehicle with computational fluid dynamics[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2006, 20(4): 561-568.

[14] TAI T C. Effect of midwing vortex generators on V-22 aircraft forward-flight aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 623-630.

[15] 韩志熔, 陆志良, 郭同庆, 等. 一种三维结构网格并行算法[J]. 航空计算技术, 2010, 40(6): 58-61.
HAN Zhirong, LU Zhiliang, GUO Tongqing, et al. A parallel algorithm for three-dimensional structured grid[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(6): 58-61. (in Chinese)

[16] MCKEE J W, NAESETH R L. Experimental investigation of the drag of flat plates and cylinders in the slipstream of a hovering rotor[R]. NACA TN-4239, 1958.

[17] KOMERATH N M, MAVRIS D M, LIOU S G. Prediction of unsteady pressure and velocity over a rotorcraft in forward flight[J]. Journal of Aircraft, 1991, 28(8): 509-516.

[18] JOHNSON W. Calculation of tilt rotor aeroacoustic model (TRAM DNW) performance, airloads, and structural loads[C]// Proceedings of the American Helicopter Society Aeromechanics Specialists' Meeting. Atlanta, US: American Helicopter Society, 2000: 13-15.

[19] TAI T C. Simulation and analysis of V-22 tiltrotor aircraft forward-flight flowfield[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(2): 369-376.

(编辑: 陈 越)