

垂直/短距起降飞机机翼内埋式风扇布局 气动特性分析

王红波^{1,2}, 祝小平², 周 洲^{1,2}, 甘文彪^{1,2}, 张 乐^{1,2}
(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;
2. 西北工业大学 无人机特种技术重点实验室, 西安 710065)

摘 要: 以垂直/短距起降飞机过渡飞行状态为背景, 针对机翼内埋式风扇布局的自由来流/风扇喷流混合型流动, 基于结构/非结构混合网格使用 CFD 方法进行了非定常数值模拟和分析. 首先使用滑移网格技术对 NASA 涵道螺旋桨进行算例验证, 其时均计算结果与实验值的误差为 5.3%, 证明了计算方法的可靠性和准确性, 然后数值模拟了机翼内埋式风扇布局在不同迎角下的气动性能. 结果表明: 风扇喷流在机翼上产生了特有的“抽吸”和“堵塞”效应, 引起了机翼总升阻力的显著增加, 升力最大增量达到干净机翼升力的 2.6 倍, 阻力最大增量为干净机翼阻力的 3.2 倍, 混合流场在机翼后缘引起了升力损失并卷起对涡.

关 键 词: 垂直/短距起降; 机翼内埋式风扇布局; CFD 方法; 滑移网格; 升力损失; 对涡

中图分类号: V211 **文献标志码:** A

Analysis on aerodynamic characteristics of fan-in-wing configuration of V/STOL aircrafts

WANG Hong-bo^{1,2}, ZHU Xiao-ping², ZHOU Zhou^{1,2},
GAN Wen-biao^{1,2}, ZHANG Le^{1,2}
(1. School of Aeronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Science and Technology of Unmanned Aerial Vehicle Laboratory,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710065, China)

Abstract: The complex flow caused by the interaction of the fan jets with the freestream was numerically simulated and compared using computational fluid dynamics (CFD) method based on structured/unstructured mixed grids in order to investigate aerodynamic characteristic of a fan-in-wing configuration about vertical/short takeoff and landing (V/STOL) under transition. The ducted propeller of NASA was simulated firstly using sliding mesh technique. Time-averaged results showed a good agreement with experiments and the relative error was 5.3%, proving the CFD methods using above was reliable and accurate. And then, the aerodynamics of fan-in-wing configuration with different attack angles was calculated. Results indicate that the special effects of suckdown and blocking caused by the fan jets lead to notable lift and drag increments, the max lift increment is 2.6 times the closed-wing's lift and the max drag increment is 3.2 times the closed-wing's drag. The mixed flow field located at the rear of the wing results in a little of lift loss and rolls up in a pair of vortices.

Key words: vertical/short takeoff and landing; fan-in-wing configuration;

computational fluid dynamics (CFD) method; sliding mesh; lift loss;
a pair of vortices

机翼内埋式风扇布局(fan-in-wing configuration)^[1]即在机翼内装载升力风扇以实现飞机的垂直短距起降. 由于机翼内埋式风扇布局无外露部件和热喷流, 具有良好的气动和隐身能力从而越来越受到重视. 飞行中, 风扇旋转产生的喷流与自由来流相互干扰使得这种布局飞机的流场十分复杂, 早期的研究主要使用实验手段^[2-3], 并且得到了大量有重要参考价值的规律和现象^[4-5]. 美国于 20 世纪成功地在通用公司 XV-5A 飞机上对这一布局进行了技术验证. 虽然实验方法具有较高的准确性和可信度, 但其成本高、周期长的缺点使得对机翼内埋式风扇布局的研究进展缓慢, 而且目前为止仍然没有合适的理论能够准确估算这一布局的气动性能^[6]. 随着计算流体动力学(CFD)技术的发展, 其数值模拟精度和可信度都有了很大的提高, 将 CFD 技术用于对内埋式风扇布局的数值模拟^[7-8]则成为解决上述问题的有效途径, 同时 CFD 计算结果能详细直观地了解复杂流场特征, 大大弥补实验手段不足, 从而为垂直起降飞机的设计提供重要参考.

目前, 使用 CFD 方法对垂直起降飞机机翼内埋式风扇布局进行完全的气动数值模拟, 国内外公开发表的文献相对较少, 其原因可能在于旋转部件的气动计算对计算资源要求较高^[9], 计算时间较长. 本文首先以雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程为控制方程对美国国家航空航天局(NASA)实验涵道螺旋桨模型进行 CFD 方法验证, 再将螺旋桨桨叶与实验机翼模型组合, 构成内埋式风扇布局研究其复杂的气动特性.

1 数值求解方法

1.1 控制方程

文中所采用的控制方程为非定常三维可压缩 N-S 方程, 在直角坐标系下守恒形式的 N-S 方程表达如下^[10]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F}_c \cdot \mathbf{n} dS = \frac{1}{Re} \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F}_v \cdot \mathbf{n} dS \quad (1)$$

式中 $\mathbf{Q}$ 为守恒变量项, $\mathbf{F}_c$ 为无黏通量, $\mathbf{F}_v$ 是黏性通量, $\mathbf{n}$ 表示边界外法线方向, Ω 为控制体, $\partial\Omega$ 表示控制体单元边界, V 为体积微元, S 为面积微元. 空间离散采用 Roe 格式, 黏性通量采用 2 阶中心差分离散.

1.2 双时间推进

对于非定常流动计算, 采用基于隐式的 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 双时间步法^[11]来对控制方程进行物理时间的推进, 其表达式如下^[10]:

$$\frac{d}{d\tau} (\mathbf{Q}_i^{n+1} V_i^{n+1}) + \mathbf{R}^* (\mathbf{Q}_i^{n+1}) = 0 \quad (2)$$

$$\mathbf{R}^* (\mathbf{Q}_i^{n+1}) = \frac{3\mathbf{Q}_i^{n+1} V_i^{n+1} - 4\mathbf{Q}_i^n V_i^n + \mathbf{Q}_i^{n-1} V_i^{n-1}}{2\Delta t} + \mathbf{R}(\mathbf{Q}_i^{n+1}) \quad (3)$$

上两式中 τ 代表伪时间, $\mathbf{R}^* (\mathbf{Q}_i^{n+1})$ 为非定常残差值.

2 算例验证模型

文中使用两个实验模型(干净机翼^[7]和涵道螺旋桨^[12])以分别验证 CFD 计算结果的可信度. 涵道螺旋桨外形如图 1 所示, 为三桨叶构型, 桨剖面翼型为 NACA6412, 涵道内直径为 0.381 m, 桨叶固定转速为 8000 r/min, 其余具体几何参数见文献^[12].

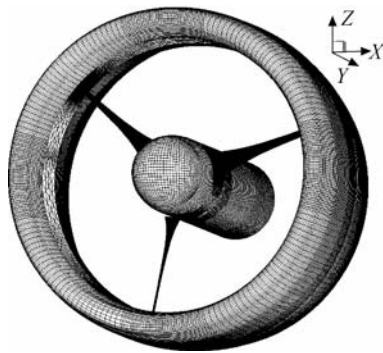


图 1 涵道螺旋桨网格

Fig. 1 Mesh of ducted propeller

由于涵道螺旋桨带有旋转部件, 需要将空间计算域划分成两部分, 包围螺旋桨的部分为旋转区域, 其余则为静止区域. 对旋转区域划分非结构网格^[13]能够精确描述高度扭转的桨叶外形, 静止区域划分结构网格以减小网格计算量, 两个区域的网格总量共为 530 万, 采用滑移网格技术^[14-15]对涵道螺旋桨的旋转进行非定常数值模拟, 湍流模型选择剪切应力输运(shear stress transport, SST)两方程模型. 计算条件与实验条件保持一

致,即标准海平面大气条件,基于涵道长度的雷诺数为 5.5×10^5 ,自由来流速度为 30.48 m/s 。

对于非定常的 CFD 计算,本文首先使用多重参考系(MRF)方法得到定常流场以此作为非定常计算的初始流场,然后再使用滑移网格方法真实模拟桨叶的高速旋转。桨叶旋转一周被分为 180 个时间步,因此非定常计算的时间步长为 $3.75\times10^{-5}\text{ s}$ 。滑移网格方法求解螺旋桨的周期性旋转,在计算开始阶段采用较大时间步长以缩短起始阶段的不稳定过程,待计算结果出现周期性后再减小时间步长以保证计算精度,但每次步长的减小量以不超过 20%为宜,在最后几个旋转周期内不再改变时间步长,确保最终计算结果出现周期性,进一步提高计算精度。

干净机翼(closed-wing)实验模型的翼型为 NACA16020,该翼型最大相对厚度为 20%,位于 49%弦长位置处。半模机翼面积为 0.683 m^2 ,尖削比为 0.71,展弦比为 1.149。干净机翼网格生成中在机翼表面划分了 O 型网格,且近壁面网格 $y^+ < 1$,网格量为 290 万,计算模型为半模以减小计算量,湍流模型选择 $k-\omega$ SST,计算中基于翼根弦长的雷诺数为 1.5×10^6 。自由来流速度为 24.3 m/s ,标准海平面大气条件。

3 算例验证结果

3.1 涵道螺旋桨计算结果

表 1 给出了涵道螺旋桨在 0° 迎角下桨叶拉力对时间平均后的计算值与实验值^[12]的对比。可以发现计算值与实验值十分接近,证明了基于结构/非结构混合网格的滑移网格求解方法能够比较准确计算带有旋转部件的气动力。

表 1 涵道螺旋桨计算值和实验值对比

Table 1 Comparison between calculation value and experiment value of ducted propeller

参数	实验值	计算值
拉力/N	64.75	68.18
拉力系数	0.1412	0.1487
误差/%	5.3	

3.2 干净机翼数值计算结果

表 2 给出了干净机翼升力系数(C_l)、阻力系数(C_d)以及力矩系数(C_m)的定常计算值与实验值^[7]的比较。

表 2 干净机翼计算值与实验值比较

Table 2 Comparison between calculation value and experiment value of closed-wing

参数	$\alpha=0^\circ$		$\alpha=5^\circ$		$\alpha=10^\circ$	
	实验	计算	实验	计算	实验	计算
C_l	0.006	0.002	0.162	0.171	0.366	0.349
C_d	0.015	0.016	0.022	0.021	0.037	0.0366
C_m	0.002	0.0004	0.029	0.028	0.046	0.051

在迎角 α 分别为 5° 和 10° 时计算值和实验值吻合较好;而在 0° 迎角下两者存在较大误差,其原因在于计算所使用的几何模型为严格对称翼型,而实验模型则存在一定的几何误差^[7]。当迎角增大时,相对误差较小,表明实验模型的几何非对称性对结果的影响此时可以忽略。

4 计算结果

本节对机翼内埋式风扇布局的气动性能进行数值模拟。为保证计算结果的可信度,计算所使用的风扇几何外形为算例验证中所用到的螺旋桨叶模型。桨叶旋转轴位于机翼 65%根弦长、30%展长位置(如图 2)。桨叶转速为 8000 r/min ,雷诺数基于翼根弦长仍为 1.5×10^6 ,大气条件选择标准海平面,湍流模型不变。文中所有非定常计算结果都是对桨叶旋转一周的时间平均。

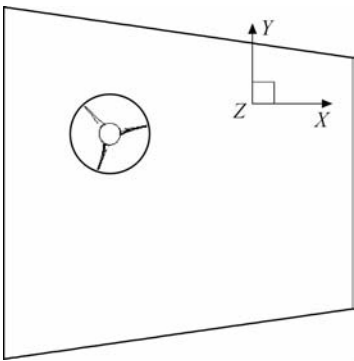


图 2 机翼内埋式风扇布局

Fig. 2 Fan-in-wing configuration

计算中,仍然对桨叶所在的旋转区域划分非结构网格,其余计算域划分结构网格,整个计算域的混合网格数量为 587 万。非定常计算方法与算例验证的方法相同,时间步长为 $3.75\times10^{-5}\text{ s}$,在 8 个中央处理器(CPU)、32G 内存的计算机上每个迎角下定常计算平均耗时 2d,非定常计算平均

耗时 9 d, 共计 16 个计算状态。通过计算耗时对比可知, 非定常计算中, 如果在计算初始阶段时间步长直接设定为 3.75×10^{-5} s, 其计算结果虽然与上述方法的结果十分接近, 然则计算耗时将增加到 20 d。由此证明, 非定常的计算结果不依赖于初始时间步长的大小, 采用算例验证的计算方法, 即先以定常流场作为非定常的初始值, 然后在非定常计算的初始阶段采用较大时间步长, 随后逐渐缩小时间步, 最终得到的计算结果在保证计算精度的同时能够有效的节约计算时间, 节约的幅度达到了 45%, 其效果十分显著。

4.1 气动力对比分析

图 3 给出了机翼内埋式风扇布局时均气动力与干净机翼气动力随迎角变化关系的对比。

可以看出, 风扇的旋转对机翼气动力的影响十分显著: 如图 3(a) 所示, 在所有计算迎角下, 机翼升力明显提高, 升力最大增量在 4° 迎角时可达干净机翼升力的 2.6 倍。风扇喷流只影响升力的大小, 而并未改变小迎角下升力随迎角的线性变

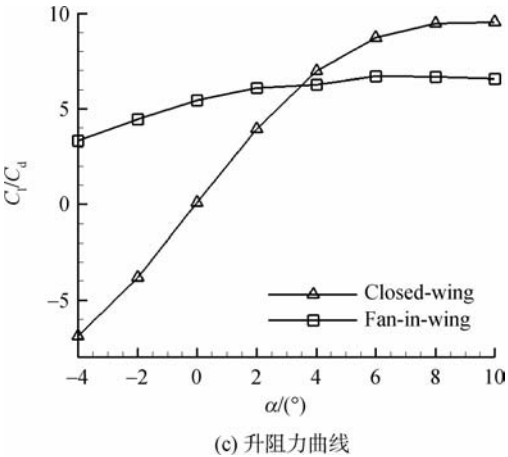


图 3 气动力随迎角变化关系

Fig. 3 Changes of aerodynamic force with attack angle

化规律, 两种布局的升力线相互平行, 表明升力的增量几乎不随迎角而改变; 机翼内埋式风扇布局阻力的变化也比较显著(图 3(b)), 阻力随迎角近似于直线增长, 最大阻力增量在 2° 迎角时可达干净机翼阻力的 3.2 倍。由于在较大迎角下压差阻力的影响越来越大, 因此当迎角增加时, 阻力的增量也有所增大; 阻力增加抵消了升力上获得的综合增益, 故而机翼升阻比随迎角变化不大(图 3(c))。

图 4 给出了 8° 迎角下两种布局 50% 展向位置处机翼弦向的压力分布, 图中 C_p 表示压力系数, 其中实线的压力分布趋势与文献[16]实验值的分布规律相同。

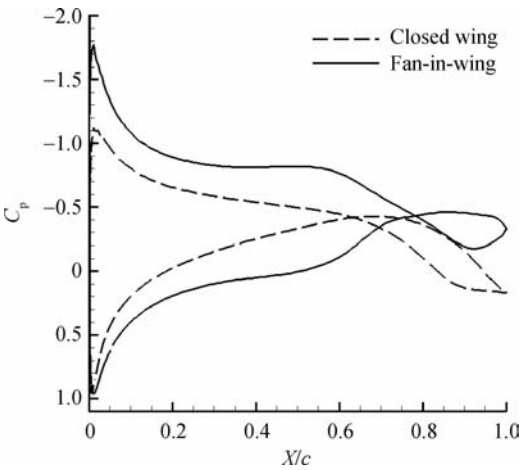
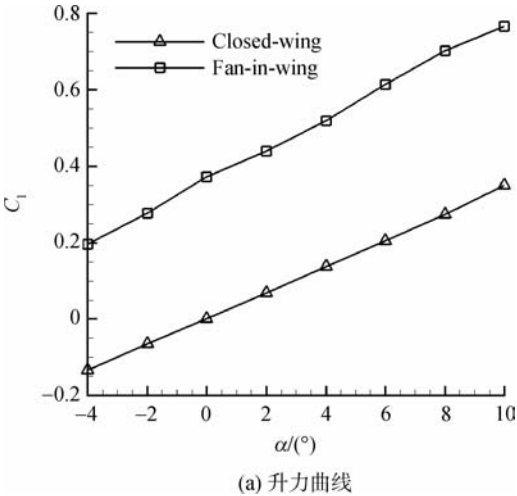


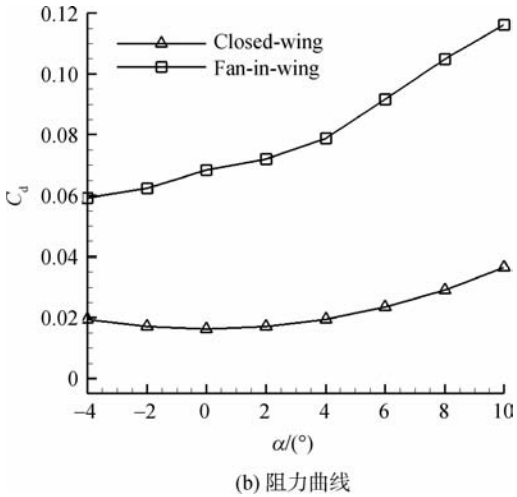
图 4 50% 展向位置处弦向压力分布

Fig. 4 Chordwise pressure distribution at 50% spanwise

风扇的高速旋转在机翼上表面对气流产生“抽吸”作用, 使其流速提高, 压力降低; 而在风扇出口上游, 垂直喷流在下翼面使自由来流发生“堵塞”, 产生阻滞效应, 来流流速降低, 压力升高。正



(a) 升力曲线



(b) 阻力曲线

是由于自由来流受到的“抽吸”和“堵塞”效应改变了机翼弦向压力分布,从而使得升阻力显著增加.

图 5 是机翼内埋式风扇布局时均压差阻力和摩擦阻力随迎角的变化趋势. 不同于常规机翼压差阻力与摩擦阻力比例关系,机翼内埋式风扇布局对应的压差阻力至少为总阻力的 80%,在 10°迎角时可高达 92%,因此机翼压力分布的改变导致较大的压差阻力从而使这一布局的垂直起降飞机阻力性能有所下降.

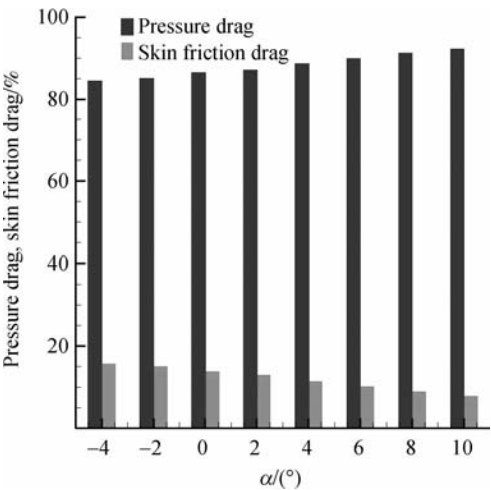
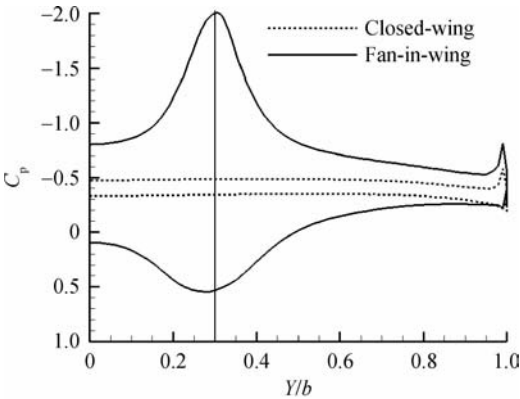


图 5 机翼内埋式风扇布局时均压差阻力和摩擦阻力随迎角变化关系

Fig. 5 Time-averaged pressure drag and skin friction drag changes with attack angle of fan-in-wing configuration

图 6 给出了机翼 40%和 53%弦向位置上展向的时均压力分布,其中图 6(b)的弦向位置位于风扇入口最前缘. 图中竖直线代表风扇转轴位置.

通过与干净机翼对比可知,风扇的旋转对机翼上气流流动的影响范围是全展向的,上下翼面在全展向上压力差的增大使升力、阻力显著增加.



(b) 53%弦向位置

图 6 不同弦向位置处机翼展向时均压力分布
Fig. 6 Time-averaged spanwise pressure distribution at different chordwise directions of wing

同时,风扇的存在使展向的压力分布在转轴附近出现了峰值,其弦向位置越靠近风扇入口,则峰值越高,然而下翼面展向的压力峰值关于风扇转轴并不对称,表明风扇喷流与自由来流的混合流动引起机翼下表面压力的非均匀分布.

4. 2 流场特性分析

图 7 是 8°迎角时风扇中心截面处弦向混合流场时均流线分布. 结果表明,数值模拟能够反映出自由来流与风扇喷流的混合流动特征.

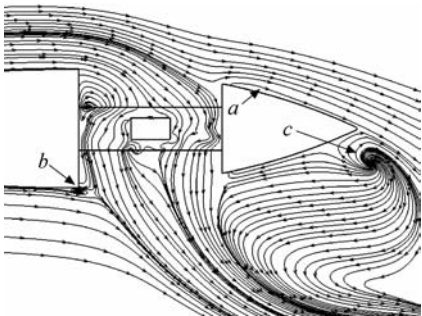
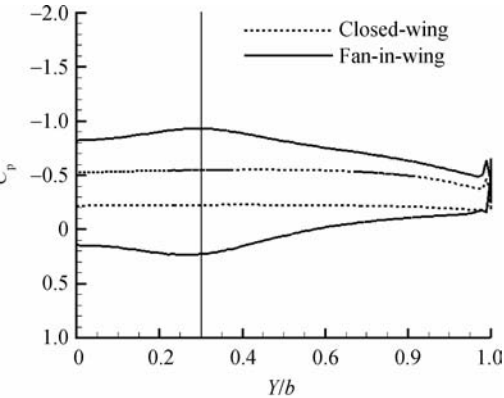


图 7 风扇中心截面处弦向混合流场时均流线
Fig. 7 Time-averaged chordwise streamlines of mixed flow field at the center section of fan

干净机翼上表面在此迎角下后缘发生分离;而在机翼内埋式风扇布局中,风扇抽吸作用有效抑制了机翼后缘附面层的分离,使得气流能够在较大迎角下维持附着流动(图 7 中 a 点). 在风扇出口的上游(图 7 中 b 点),因风扇喷流形成的逆压梯度引起了下翼面边界层小区域内的分离. 在风扇出口下游(图 7 中 c 点),喷流的卷吸和拖拽作用使后缘气流发生回流,并与上翼面高速来流相互剪切最终在机翼后缘形成低压的旋涡区,涡



(a) 40%弦向位置

流的存在使此区域压力基本维持不变,这一现象体现在图 4 中,在机翼下表面后缘压力系数分布有一较短的压力平台.

图 8 给出了机翼内埋式风扇布局在 8° 迎角下机翼表面时均流线分布,其分布规律与文献[7]的实验结果十分近似. 图 8(a)中,机翼上表面外侧后缘已经发生明显的分离流动,而靠近翼根以及在风扇入口下游,自由来流仍保持为附着流动;在机翼下表面(图 8(b))可以清晰看到风扇喷流柱对自由来流的堵塞所形成的三维“马蹄形”混合流动. 由此可知,机翼内埋式风扇布局流动特征要比常规机翼的流动情况复杂的多.

图 9 给出了风扇中心截面时均湍动能 K 分布.

结果表明在风扇叶片下方与喷口之间的旋转区域内湍动能最强,并且高湍动能几乎全部集中于此. 当远离旋转区域时,湍动能迅速衰减. 此外,在机翼下表面的整个后缘,湍动能在较大区域内也保持着较高的数值,涡流的存在使机翼下翼面

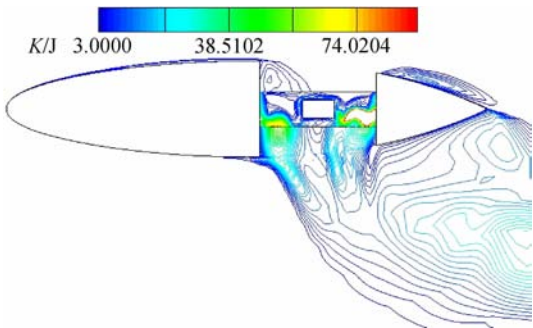


图 9 风扇中心截面处时均湍动能分布
Fig. 9 Time-averaged turbulent energy distribution at the center section of fan

后缘的压力维持着较低的水平,引起了机翼小量的升力损失^[17].

图 10 给出了距离风扇喷口下方 100 mm 截面上流场的时均涡量 Ω 分布. 图中红色圆圈代表风扇旋转区域,“+”为风扇旋转中心位置.

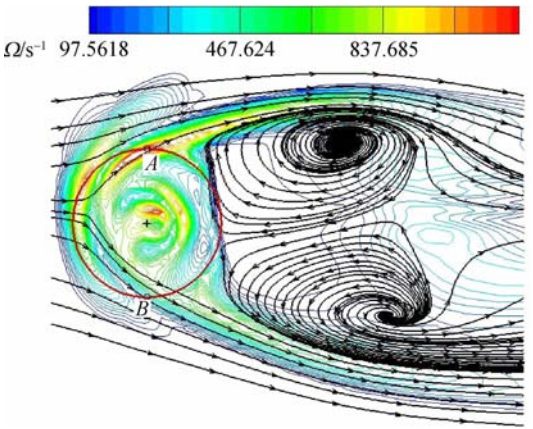


图 10 喷口下方 100 mm 截面上流场时均涡量分布
Fig. 10 Time-averaged vorticity magnitude distribution located at 100 mm below nozzle exit

风扇喷流在出口具有一定的旋转速度且为逆时针方向,故在图中 A 点,旋转喷流的速度分量与来流方向相反,形成强烈的剪切从而引起高强度的涡流;而在 B 点其速度分量则与来流方向相同,气流剪切作用较弱,这一现象使靠近 A 点区域的涡量远大于 B 点区域,涡量分布呈现出明显的非对称性. 此外,风扇喷流受自由来流影响向后倾斜并在喷流下游卷起对涡,这一计算结果与文献[18]的实验结论相一致. 对涡驻留在机翼下表面后缘,对机翼弦向、展向压力分布产生了一定影响,从而间接地使压差阻力和升力损失有所增加,这是升力风扇喷流与自由来流相互干扰下所特有的复杂流动现象.

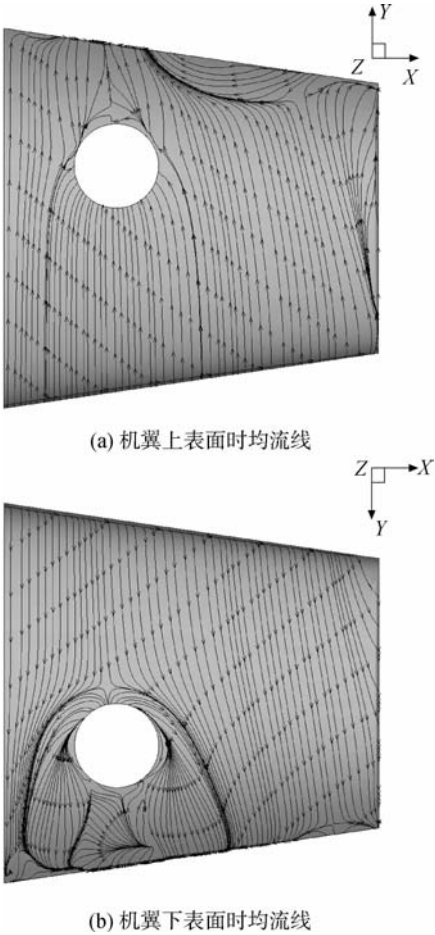


图 8 机翼表面时均流线($\alpha=8^\circ$)
Fig. 8 Time-averaged streamlines on the wing surface ($\alpha=8^\circ$)

5 结 论

本文基于结构/非结构混合网格,采用滑移网格求解方法对垂直起降飞机机翼内埋式风扇布局的非定常气动特性进行了数值模拟,并与干净机翼气动性能进行对比得出以下结论:

1) 相对于干净机翼,机翼内埋式风扇布局在相同来流情况下其升力、阻力都有显著增大.当迎角增大时,升力增量几乎不随迎角变化,阻力增量有所增加,而阻力的增加又主要归因于压差阻力的显著增长.关于机翼的力矩,其一直保持为低头力矩且力矩随迎角的变化比较平缓.

2) 风扇高速旋转在机翼上表面产生强烈的“抽吸”作用,使其在较大迎角下来流仍能保持附着流动从而有效延缓了机翼上表面后缘流动的分离.而在下翼面,风扇出口喷流“堵塞”自由来流,产生阻滞效应使风扇出口上游出现了较大的逆压并引起该位置流动的分离;同时高速喷流柱向下“拖拽”周围空气从而在机翼下表面后缘形成负压力平台.

3) 风扇喷流受自由来流影响向后倾斜并在喷流下游卷起对涡,此对涡位于机翼下表面后缘,影响了机翼弦向、展向压力分布,从而间接地使压差阻力和升力损失有所增加.

综上所述,对于机翼内埋式风扇布局,自由来流与风扇喷流形成的混合型流场具有特殊的流动特征,且比常规机翼绕流复杂.本文通过数值模拟所得到的结论与相关文献[7,6,18]中类似的实验结果相一致,表明本文结论具有一定的可信度,能够为进一步研究分析垂直/短距起降飞机的气动特性提供参考.

参考文献:

[1] Corgiat A,Lind G W,Hartsel J. Fan-in-wing technology from the XV-5A to the present[R]. AIAA 93-4839-CP,1993.

[2] Schaub U W. Experimental investigation of flow distortion in fan-in-wing inlets[J]. Journal of Aircraft,1968,5(5): 473-478.

[3] Ransone R. An overview of VSTOL aircraft and their contributions[R]. AIAA-2002-5979,2002.

[4] Diedrich J H. Summary of model VTOL lift fan tests conducted at NASA Lewis Research Center[R]. NASA TM X-71778,1975.

[5] Hickey D H,Kirk J V. Survey of lift-fan aerodynamic technology NASA Ames Center[R]. NASA CR-177615,1993.

[6] McCormick B W. Aerodynamics of V/STOL flight[M].

New York:Dover Publication,1999.

[7] Thouault N,Gologan C,Breitsamter C,et al. Aerodynamic investigations on a generic fan-in-wing configuration[R]. London:26th International Congress of the Aeronautical Sciences,2008.

[8] Giannini F,Deux A,Parks R. Configuration study and performance of a military V/STOL roadable aircraft[R]. AIAA-2011-6997,2011.

[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. Calculations on the interaction flowfield and aerodynamic force of tiltrotor/wing in hover [J]. Acta Aeronautica et Aeronautica Sinica,2014,35(2): 361-371. (in Chinese)

[10] 范锐军. 混合动力垂直起降飞翼气动布局及特性研究[D]. 西安:西北工业大学,2010

FAN Ruijun. Numerical study on aerodynamic configuration and characteristics of hybrid-powered VTOL flying wing UAV[D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2010. (in Chinese)

[11] Jameson A. Time dependent calculations using multi-grid with applications to unsteady flows past airfoils and wings [R]. AIAA 91-1596,1991.

[12] Grunwald K J,Goodson K W. Aerodynamic loads on an isolated shrouded-propeller configuration for angle of attack from -10° to 110° [R]. NASA TN D-995,1962.

[13] 叶颀,招启军,徐国华. 基于非结构嵌套网格方法的旋翼地面效应数值模拟[J]. 航空学报,2009,30(5):780-786.

YE Liang,ZHAO Qijun,XU Guohua. Numerical simulation on flowfield of rotor in ground effect based on unstructured embedded grid method[J]. Acta Aeronautica et Aeronautica Sinica,2009,30(5):780-786. (in Chinese)

[14] Corjon A,Bohbot J,Grondin G,et al. A parallel multigrid conservative patched/sliding mesh algorithm for turbulent flow computation of 3-D complex aircraft configurations [R]. AIAA-2001-1006,2001.

[15] 许和勇. 基于动态嵌套网格的非定常流动数值模拟[D]. 西安:西北工业大学,2009.

XU Heyong. Numerical simulations of unsteady flow fields based on dynamic overset grids[D]. Xi'an:Northwestern Ploytechnical University,2009. (in Chinese)

[16] Thouault N,Breitsamter C,Adams N A. Numerical and experimental analysis of a generic fan-in-wing configuration[J]. Journal of Aircraft,2009,46(2):656-666.

[17] Raymer D P. Aircraft design:a conceptual approach[M]. Reston,VA:American Institute of American and Astronautics,2006.

[18] Kuhn R E,Margason R J,Curtis P. The aerodynamics of jet and fan powered V/STOL aircraft in hover and transition[M]. Reston,VA:American Institute of American and Astronautics,2006.

(编辑:秦理曼、王碧珺)