

螺旋桨/机翼相互干扰的非定常数值模拟

乔宇航, 马东立, 李 陟
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对太阳能无人机分布式螺旋桨滑流问题,采用基于结构/非结构混合网格的 CFD 方法进行了非定常数值模拟.通过截取翼段区间消除有限翼展三维效应的影响并简化研究对象,将滑移网格和转捩模型应用于数值模拟,分别研究了螺旋桨位于翼段前方和后方的情况,并与干净螺旋桨和干净翼段进行对比.研究表明:螺旋桨位于翼段前方或后方均使得翼段升力、阻力、低头力矩增加并呈周期性波动,同时螺旋桨位于翼段后方时对翼段的影响较小;而翼段的存在使得螺旋桨的拉力、吸收功率和效率增加并呈周期性波动,流场的非均匀性导致了螺旋桨振动.

关 键 词: 螺旋桨; 机翼; 相互干扰; 非定常; 滑移网格; 转捩

中图分类号: V211.44 **文献标志码:** A

Unsteady numerical simulation of propeller/wing interaction

QIAO Yu-hang, MA Dong-li, LI Zhi
(School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Unsteady numerical simulation was conducted to study distributed propeller slipstream problem of solar unmanned aerial vehicle based on structured/unstructured hybrid grid CFD methods. Wing interval was segmented to eliminate the influence of finite span three-dimensional effects and simplify the research object, and the sliding mesh and transition model were applied in the numerical simulation; then the conditions of propeller in front of or behind the wing were discussed and compared with pure wing and pure propeller. The research shows that propeller in front of or behind the wing makes wing lift, drag and nose-down pitching moment increase and fluctuate periodically, while propeller behind the wing has less impact on the wing. The wing causes propeller thrust, absorbed power and efficiency increase and fluctuate periodically, while non-uniformity of flow field results in propeller vibration.

Key words: propeller; wing; interaction; unsteady; sliding mesh; transition

太阳能无人机以太阳辐射作为能量来源,具有巡航时间长、飞行高度高、覆盖面积广的优点,近年来成为各国的研究热点.

为保证长达数月飞行中的动力系统可靠性,太阳能无人机普遍采用分布式螺旋桨,例如美国“太阳神”太阳能无人机在机翼前方布置 10 个螺旋桨,滑流区占机翼总面积的较大比例,螺旋桨滑流对机翼气动特性的影响更为突出^[1].同时相对

常规螺旋桨飞机,太阳能无人机的螺旋桨和机翼流动亦具有一定的特殊性:由于采用分布式螺旋桨,单个螺旋桨提供的拉力相对较小;为保证推进效率,桨叶直径一般较大,因此桨盘平面上的载荷较低,即太阳能无人机螺旋桨是典型的轻载桨;太阳能无人机的雷诺数范围在 $4.0 \times 10^5 \sim 8.0 \times 10^5$ ^[2],在此范围时,层流分离和转捩是翼型绕流的两个典型特征.因此对于太阳能无人机,螺旋

桨/机翼的相互干扰应当引起足够的重视。

螺旋桨/机翼的相互干扰非常复杂:一方面,螺旋桨滑流与机翼绕流叠加后的流场十分复杂,尤其是对于太阳能无人机的低雷诺数翼型,还必须考虑滑流对流动转捩的影响;另一方面,这种干扰作用是相互的,会导致机翼和螺旋桨的气动特性同时发生改变。目前国内外发展了多种工程估算方法用于模拟螺旋桨/机翼相互干扰,如李博等^[3]建立了考虑桨叶形状、桨叶角、三维效应等因素的等效盘模型,并利用其代替真实螺旋桨研究了滑流对全机气动力的影响;鄂秦等^[4]分别对螺旋桨和全机划分涡元,实现了螺旋桨涡系与全机涡系的干扰模拟。然而为了更准确地分析干扰的复杂机理和气动特性,必须采用非定常方法模拟螺旋桨与机翼之间的相对运动。Bousquet 等^[5]基于非定常 Euler 方程和滑移网格技术,模拟了螺旋桨飞机的绕流;Stuermer 等^[6-7]基于嵌套网格技术,模拟了螺旋桨的滑流运动,并对 Euler 方程和 Navier-Stokes 方程的计算结果进行了对比。与工程估算方法相比,非定常模拟方法可以更准确地分析螺旋桨与机翼干扰的复杂流场结构,明确螺旋桨滑流的非定常效应对机翼气动特性的影响^[8];此外,通过求解计及黏性的 Navier-Stokes 方程可以更真实地模拟干扰的影响^[9]。

本文基于滑移网格,采用有限体积法离散求解非定常 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS)方程,进行螺旋桨/机翼相互干扰的有黏流动模拟,研究螺旋桨位于翼段前方和后方的情况,并与干净螺旋桨和干净机翼进行对比。本文主要分析螺旋桨滑流对机翼气动特性的改变、机翼对螺旋桨滑流流动结构的干扰和机翼对螺旋桨性能的影响。

1 数值计算方法

通过求解 RANS 方程,采用非定常计算方法对流场进行数值模拟,积分形式控制方程为

$$\frac{\delta}{\delta t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \iint_S \mathbf{f} \cdot \mathbf{n} dS = 0$$

式中 t 为时间变量; V 为控制体体积; $\mathbf{Q}$ 为守恒变量向量; S 为控制体表面; $\mathbf{f}$ 为通过表面 S 的净通量向量,包含黏性项和无黏项; $\mathbf{n}$ 为表面 S 的单位外法向向量。

采用有限体积法^[10]离散求解上述控制方程,无黏项采用 2 阶迎风格式离散,黏性项采用 2 阶中心差分格式离散,时间推进方式采用双时间步法^[11]。

由于太阳能无人机的螺旋桨雷诺数在 10^4 量级、机翼雷诺数在 10^5 量级,均属于低雷诺数范畴,在数值计算时必须考虑层流转捩的问题。本研究采用 Langtry 和 Menter 提出的与 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 湍流模型耦合的 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型^[12-14],该模型适用于工程研究时的转捩预测。

γRe_θ 转捩模型包含两项额外的输运方程:当地转捩雷诺数 Re_θ 和间歇因子 γ 。 Re_θ 构成预测转捩起始位置的判据, γ 用来模拟转捩区域的流动。

当地转捩雷诺数 Re_θ 的方程为

$$\frac{\partial(\rho \widetilde{Re_\theta})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \widetilde{Re_\theta})}{\partial x_j} = P_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \widetilde{Re_\theta}}{\partial x_j} \right]$$

上述方程中, $P_{\theta t}$ 是实现将自由流的当地 $\widetilde{Re_\theta}$ 输运入边界层内的关键,其表达式为

$$P_{\theta t} = c_{\theta t} \frac{\rho}{t} (Re_{\theta t} - \widetilde{Re_\theta}) (1.0 - F_{\theta t})$$

其中 $t = \frac{500\mu}{\rho v^2}$; $F_{\theta t}$ 使输运标量 $Re_{\theta t}$ 从自由流中发生扩散,并消除边界层内的源项 $P_{\theta t}$; $F_{\theta t}$ 在自由流中等于 0,在边界层中等于 1。

$$F_{\theta t} =$$

$$\min \left\{ \max \left[F_{\text{wake}} e^{-\left(\frac{y}{\delta}\right)^4}, 1.0 - \left[\frac{\gamma - \frac{1}{c_{e2}}}{1.0 - \frac{1}{c_{e2}}} \right]^2 \right], 1.0 \right\}$$

$$\theta_{bl} = \frac{\widetilde{Re_\theta} \mu}{\rho U} \quad \delta_{bl} = \frac{15}{2} \theta_{bl} \quad \delta = \frac{50 \Omega y}{U} \delta_{bl}$$

$$Re_\omega = \frac{\rho \omega y^2}{\mu} \quad F_{\text{wake}} = e^{-\left(\frac{Re_\omega}{10^5}\right)}$$

间歇因子 γ 的方程为

$$\frac{\partial(\rho \gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} =$$

$$P_{\gamma 1} - E_{\gamma 1} + P_{\gamma 2} - E_{\gamma 2} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu}{\sigma_f} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right]$$

方程中的源项定义为

$$P_{\gamma 1} = F_{\text{length}} \rho S' (\gamma F_{\text{onset}})_{c_{a1}}, E_{\gamma 1} = c_{e1} P_{\gamma 1} \gamma$$

$$P_{\gamma 2} = c_{a2} \rho \Omega \gamma F_{\text{turb}}$$

$$E_{\gamma 2} = c_{e2} P_{\gamma 2} \gamma$$

其中 F_{length} 为经验修正系数,其控制了转捩区的长度。 F_{turb} 用于避免黏性底层内部再次形成层流; $F_{\text{turb}} = e^{-(R_T/4)^4}$, R_T 为相对黏度; S' 代表应变率的大小; F_{onset} 用于触发湍流脉动的间歇性;间歇因子

方程中的常数项为 $c_{e1}=1.0, c_{e2}=50, c_{a1}=0.5, c_{a2}=0.06, \sigma_f=1.0$. 详细的参数解释见 Langtry 和 Menter 的相关文献[12-14].

2 计算模型与网格

2.1 计算模型

依据螺旋桨数目,可将机翼均分为数个区间,每个螺旋桨对其后方机翼区间影响较大,而对其他区间影响较小,通过截取一段区间(下文称为翼段),并将区间两侧设置为对称边界来简化分析,同时此种研究方法也避免了有限翼展时三维效应的影响.

计算模型基于某太阳能无人机设计,采用两叶螺旋桨,桨径为 3.2 m,从桨根到桨尖存在 45° 的非线性几何扭转. x 轴为旋转轴,正向与来流方向相同,沿 x 轴正向看,螺旋桨逆时针旋转,巡航状态转速为 800 r/min. 翼段弦长为 3.2 m,安装角为 4° ,翼型相对厚度为 13.42%,最大厚度位于 32%弦长处,相对弯度为 6.27%,最大弯度位于 52%弦长处. 分别研究了如图 1 所示螺旋桨布置于翼段前方(model 1)和后方(model 2)的情况,并与干净螺旋桨(pure propeller)和干净翼段(pure wing)的情况进行对比. 图中 V_∞ 为远前方来流速度. 为方便后文分析,定义螺旋桨展向与翼段展向平行时螺旋桨转角(rotation angle)为 0° .

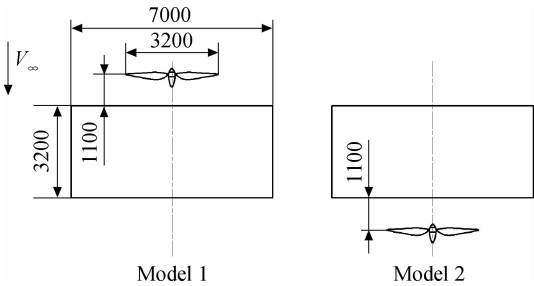


图 1 螺旋桨/翼段示意图(单位:mm)

Fig. 1 Schematic diagram of propeller/wing (unit:mm)

2.2 网格生成

在流场中建立包围螺旋桨的旋转区域和静止区域,采用混合网格分别对旋转区域和静止区域进行网格剖分,两者交接处定义为滑移网格界面,通过界面传递旋转区域和静止区域之间的流场信息,很好地解决了螺旋桨和翼段的相对运动问题. 采用非结构网格对旋转区域进行网格划分,在桨叶表面附近生成棱柱网格,以保证边界层模拟的准确性,并在网格界面处适当加密. 静止

区域采用结构网格划分,弦向节点数适当加密,以准确捕捉转捩位置,在翼段表面利用 O 型网格进行边界层网格生成(见图 2).

同时 Menter 等^[13]指出,为准确地捕捉层流和转捩边界层,第 1 层网格的 y^+ 需接近于 1. 通过调整棱柱网格和 O 网格的尺寸使得 $y^+ \approx 1$,并通过网格敏感性分析,确定旋转区域为 360 万网格单元,静止区域为 540 万网格单元.

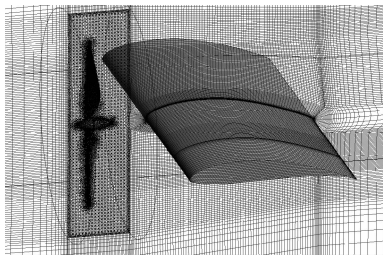


图 2 螺旋桨/翼段网格分布

Fig. 2 Grid distribution of propeller/wing

3 结果与分析

3.1 螺旋桨对翼段的影响

分别对螺旋桨布置于翼段前方和后方的情况进行了数值模拟. 计算状态为 25 km 高空大气条件,自由来流马赫数 $Ma=0.145$,螺旋桨巡航状态转速 $n_s=800$ r/min.

图 3 为翼段升力随螺旋桨转角的变化曲线. 可以看出,与干净翼段相比,增加螺旋桨后翼段升力增加,这主要是由于:当螺旋桨布置于翼段前方时,翼段处于螺旋桨的加速滑流区内,当螺旋桨布置于翼段后方时,翼段处于螺旋桨的抽吸区内,螺旋桨的抽吸和滑流作用均可使翼段表面流速增加,从而使升力增加. 翼段升力随螺旋桨转动呈现

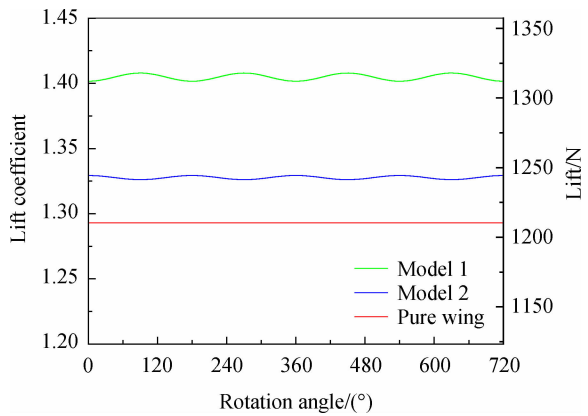


图 3 翼段升力周期性变化

Fig. 3 Periodic change of wing lift

平稳的正弦周期性波动,且在一个旋转周期内(360°)出现两次波动,这是由于两片螺旋桨叶片依次扫过翼段前方(后方)所致,该波动现象与 Stuermer 等^[6]的研究结论一致.同时可以看出 model 2 的变化幅度小于 model 1,说明螺旋桨置于翼段后方时对气流的加速和周期性扰动均更小.

图 4 给出了翼段总阻力、压差阻力和黏性阻力随螺旋桨转角的变化曲线.可以看出,与翼段升力相似,翼段阻力随螺旋桨转动呈现平稳的正弦周期性波动,且在一个旋转周期内出现两次波动;model 2 阻力的增加量和周期变化幅度均小于 model 1,说明螺旋桨置于翼段后方对翼段阻力带来的影响也更小.由图 4 还可以看出,与干净翼段相比,增加螺旋桨后压差阻力大幅增加,而黏性阻力小幅增加.

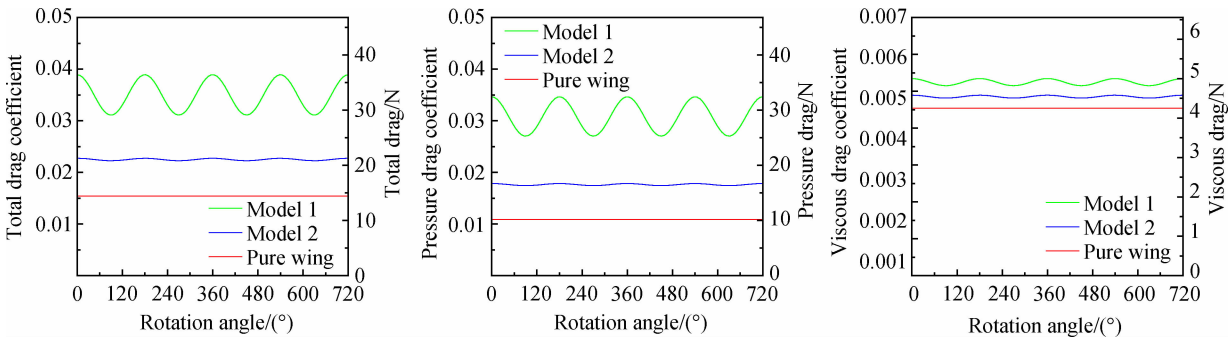


图 4 翼段阻力周期性变化
Fig. 4 Periodic change of wing drag

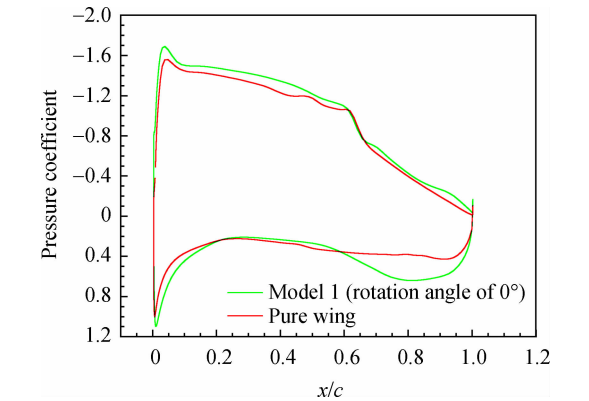


图 5 压强系数分布对比
Fig. 5 Comparison of pressure coefficient distribution

图 6 给出了对焦点取矩时翼段低头力矩系数(即零升力矩系数)的变化曲线.可以看出,增加螺旋桨后低头力矩增加,且同样呈现平稳的正弦周期性波动,一般来说低头力矩增加将会导致配平阻力的增加,对气动是不利的影响.认为低头力矩的增加同样由下表面翼段后方的压强分布凸起区导致:

压差阻力的增加可从压强系数分布图(图 5,其中 c 为弦长)分析,图中为 model 1 和干净翼段中间截面的压强系数分布对比.可以看出,忽略升力不同造成的压强分布比例变化,前 60%弦长处 model 1 和干净翼段的压强分布基本一致,而在 60%弦长后 model 1 的下表面压强未能很快恢复,反而形成一个凸起的饱满区域,由于本文翼型具有 4° 的安装角,且下表面翼段后方存在较大的内凹,导致下表面压强的凸起区在气流方向积分为额外的阻力.需要说明的是,尽管由于旋转诱导作用导致不同翼段截面压强分布的变化^[15],但类似上述的凸起区域普遍存在,可以认为,螺旋桨对下表面翼段后方压强分布的影响导致压差阻力增加,建议在分布式螺旋桨太阳能无人机翼型反设计时考虑此因素.

凸起区位于焦点之后,其对焦点的力矩积分形成了额外的低头力矩.同时 model 2 低头力矩的增加量和周期变化幅度均小于 model 1,说明螺旋桨置于翼段后方对翼段低头力矩带来的影响也最小.

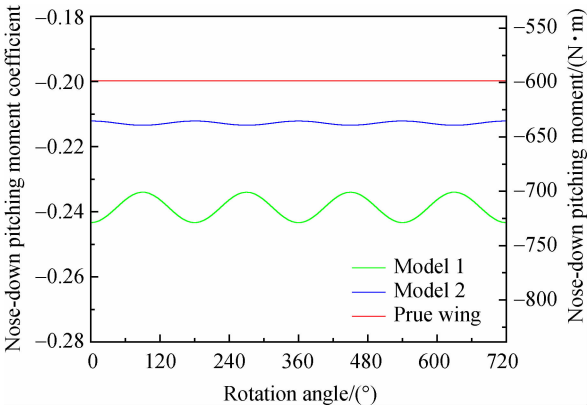


图 6 翼段低头力矩周期性变化
Fig. 6 Periodic change of wing nose-down pitching moment

图 7~图 9 分别给出了螺旋桨位于翼段前方、后方和干净翼段的表面湍动能分布,其中蓝色区域代表层流,红色区域代表湍流。由图 7 和图 8 看出,不同螺旋桨转角时,翼段表面的流动形态变化不大,可以认为虽然螺旋桨周期性扫过翼段,但对翼面层流和湍流形态的影响是相对定常的。通

过对比可以看出,干净翼段(图 9)的转捩位置固定;螺旋桨位于翼段前方时(图 7),翼段转捩位置产生错乱,同时湍流区范围相对增加,由于湍流的黏性阻力大于层流,导致黏性阻力增加;螺旋桨位于翼段后方时(图 8),翼段转捩位置变化较小,从而黏性阻力变化较小。

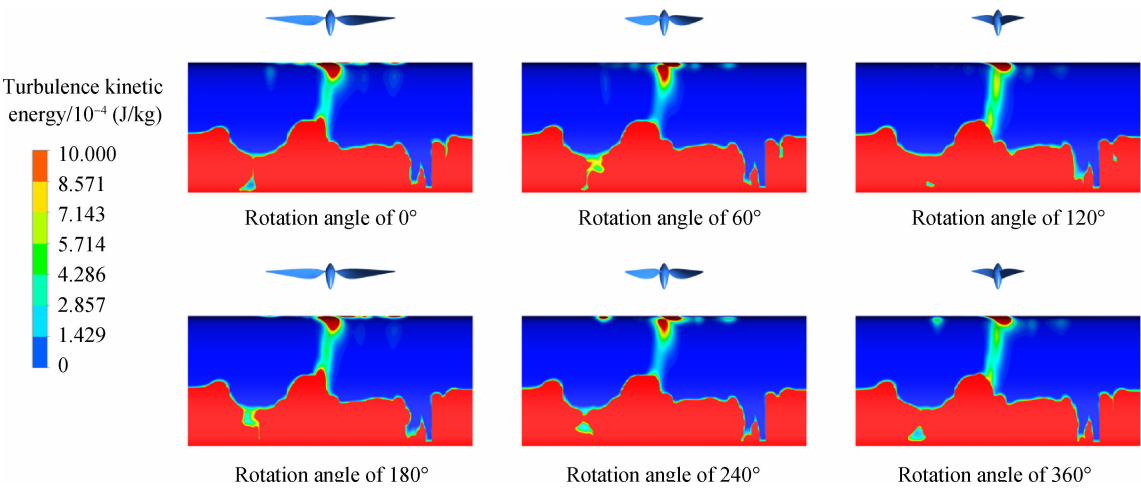


图 7 Model 1 表面湍动能分布

Fig. 7 Turbulent kinetic energy distribution of model 1 surface

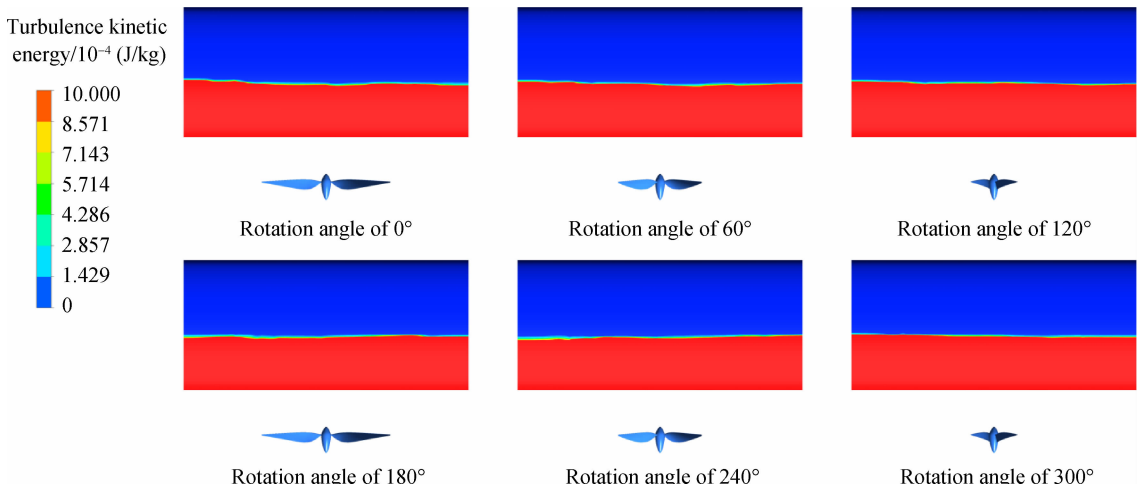


图 8 Model 2 表面湍动能分布

Fig. 8 Turbulent kinetic energy distribution of model 2 surface

图 10 给出了流场空间的湍动能分布,为便于观察,对小于某值的分布进行了透明化处理。可以看出,流体在经过螺旋桨之前,湍动能没有明显的增加,但经过螺旋桨后明显增加,出现这种现象主要是由于流经螺旋桨表面的流体发生了转捩,类似的可以看到在翼段后方出现了高湍动能带。螺旋桨后方本应连续的螺旋状湍动能带受到翼段的阻挡,沿翼面发生扩散,进而影响了翼面边界层内

的转捩情况;并且受到流体黏性的作用,湍动能带在翼段后方逐渐融合。由于螺旋桨对翼段前方和后方湍动能的影响程度不同,导致了螺旋桨位于翼段前方时对翼段流动形式影响较大(如图 7),而位于翼段后方时对翼段流动形式影响较小(如图 8)。

3.2 翼段对螺旋桨的影响

低速流动中,对气流的扰动可传播到全流场,

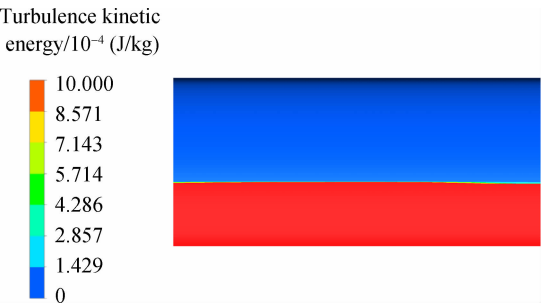


图 9 干净翼段表面湍动能分布

Fig. 9 Turbulent kinetic energy distribution of pure wing surface

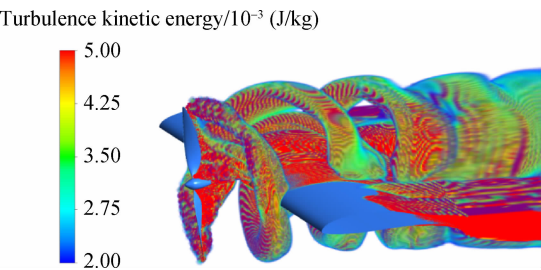


图 10 Model 1 流场空间湍动能分布

Fig. 10 Turbulent kinetic energy space distribution of model 1

因此翼段的存在对螺旋桨气动特性也产生影响. 图 11~图 13 分别给出了螺旋桨拉力、吸收功率和效率随螺旋桨转角的变化曲线. 可以看出,与干净螺旋桨相比,翼段的存在使螺旋桨时间平均的拉力、吸收功率和效率增加,且螺旋桨位于翼段前方时,增加幅度更大;同时螺旋桨的瞬时拉力、吸收功率和效率随转动呈现周期性波动,并在一个旋转周期内出现两次波动,这是由于两片螺旋桨叶片依次扫过翼段前方(后方)所致.

认为出现上述现象的原因如下:

一是当螺旋桨处于翼段前方时,由于翼段对气流的阻滞作用,使经过螺旋桨桨盘的气流速度小于远前方来流速度,螺旋桨的实际前进比下降,即螺旋桨的实际工作状态发生改变. 如图 11 中在螺旋桨转角约为 0° 时,螺旋桨与翼段展向平行,气流受到的阻滞作用最为明显,导致 model 1 的拉力最大,相对的在螺旋桨转角为 90° 时,螺旋桨与翼段展向垂直,气流受到的阻滞作用最弱,导致 model 1 的拉力最小. 此外,翼段对螺旋桨滑流的整流作用必然也是影响螺旋桨性能的重要原因,影响机理尚需要进一步研究,此处仅从物理上解释. 螺旋桨消耗的很大部分能量用来形成旋转空气涡流,而此种涡流的切向分速度对螺旋桨拉力

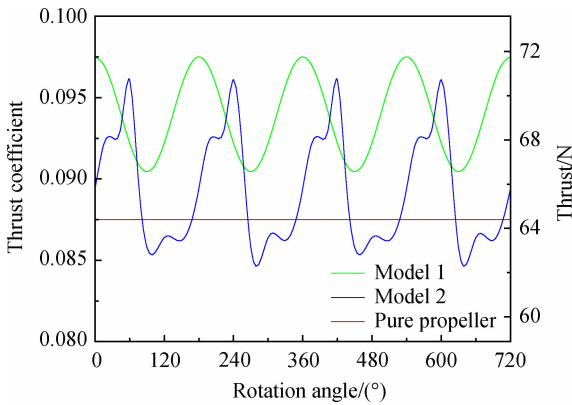


图 11 螺旋桨拉力周期性变化

Fig. 11 Periodic change of propeller thrust

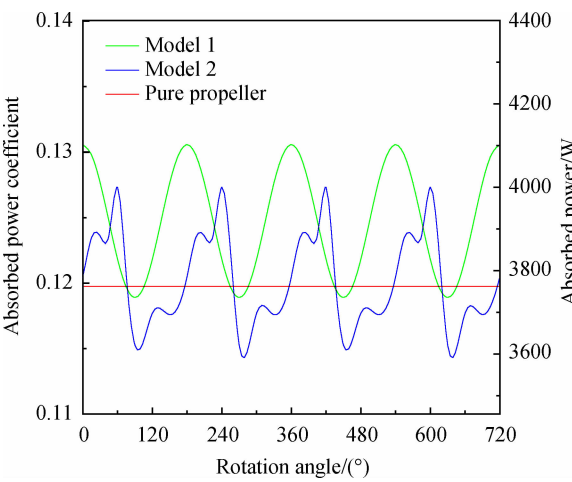


图 12 螺旋桨吸收功率周期性变化

Fig. 12 Periodic change of propeller absorbed power

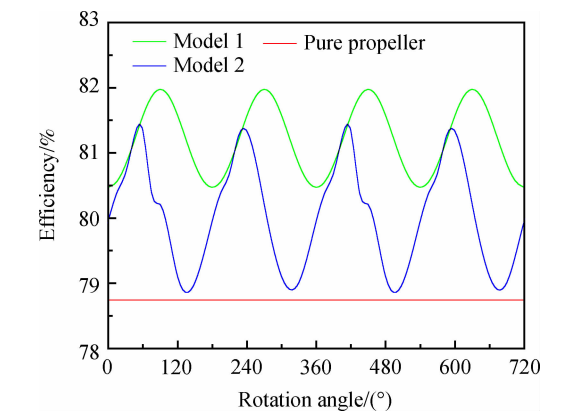


图 13 螺旋桨效率周期性变化

Fig. 13 Periodic change of propeller efficiency

是没有贡献的,利用翼段的整流可减小涡流造成的能量损失,从而增加螺旋桨拉力和效率,类似提高螺旋桨拉力和效率的作用机理已被应用于同轴反转螺旋桨、带定子导管螺旋桨等^[16],但利用翼

段进行整流必然会带来翼段气动特性的改变,如前文所述。

二是当螺旋桨位于翼段后方时,会受到翼段尾流的影响,尾流的速度较低,使得螺旋桨的实际工作状态发生改变。干净翼段的尾流区处于翼段后方相对集中的区域,受螺旋桨诱导后,尾流区沿螺旋桨旋转方向发生改变,导致尾流的最大影响区域并非翼段正后方(即螺旋桨转角为 0° 时),从图11中看出,在螺旋桨转角约为 60° 时,螺旋桨拉力达到最大,说明此时螺旋桨处于尾流的最大影响区。

螺旋桨轴振动是所有螺旋桨飞机必须考虑的问题,其高频振动会增加电动机和结构件的磨损^[17],尤其是太阳能无人机结构的设计过载小、强度余量小,螺旋桨轴振动问题更应引起重视。产生振动的原因主要有螺旋桨的重心偏心、电动机振动、叶片颤振、气动力不平衡等,本文主要对气动力不平衡进行分析。气动力不平衡导致的振动可分解为相对独立的轴向振动和横向振动,轴向振动由扭转振动形成,横向振动由水平振动和垂直振动耦合而成^[18]。

图14为螺旋桨扭矩随螺旋桨转角的变化曲线,可以看出干净螺旋桨在干净气流中转动时,产生的扭矩为恒定值,增加翼段后扭矩产生了周期性变化,类似的,增加翼段后侧力也产生了周期性变化(图15),扭矩和侧力的周期性变化导致了轴向振动和横向振动。同时在一个螺旋桨旋转周期内,扭矩和侧力均出现了两次波动,说明振动频率为螺旋桨转动频率的两倍。还可以看出model 1和model 2两者的周期性变化幅度差别不大,说明螺旋桨后置和前置时,气动力对振动造成的激励强度差别不大。

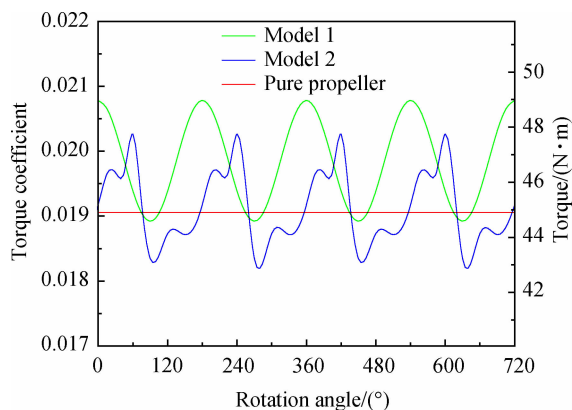


图14 螺旋桨扭矩周期性变化

Fig. 14 Periodic change of propeller torque

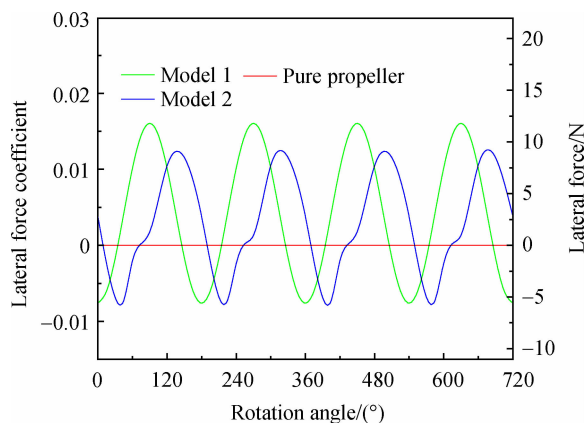


图15 螺旋桨侧力周期性变化

Fig. 15 Periodic change of propeller lateral force

4 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螺旋桨和干净翼段的相互影响进行了数值模拟,并与干净螺旋桨和干净翼段性能进行了对比,研究结果显示:

1) 螺旋桨的存在使得翼段升力、阻力、低头力矩增加且呈现周期性波动,而阻力的增加又主要归因于压差阻力的显著增长。

2) 与螺旋桨位于翼段前方的情况相比,螺旋桨位于翼段后方时对翼段升力、阻力、低头力矩和流动形态的影响更小。

3) 翼段的存在使得螺旋桨拉力、吸收功率和效率增加且呈现周期性波动,引起这些变化的原因主要有翼段对气流的阻滞、翼段尾流、翼段整流三方面。

4) 螺旋桨扭矩和侧力的周期性变化将导致振动,对于本文的两叶片螺旋桨,其振动频率为螺旋桨转动频率的两倍;螺旋桨后置和前置时,周期性气动力对振动造成的激励强度差别不大。

参考文献:

- [1] Nickol C L, Guynn M D, Kohout L L, et al. High altitude long endurance UAV analysis of alternatives and technology requirements development [R]. NASA/TP-2007-214861, 2007.
- [2] Romeo G, Frulla G, Cestino E, et al. HELIPLAT: design, aerodynamic, structural analysis of long-endurance solar-powered stratospheric platform[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(6): 1505-1520.
- [3] 李博, 梁德旺, 黄国平. 基于等效盘模型的滑流对涡桨飞机气动性能的影响[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 845-852.

LI Bo, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Propeller slip-stream effects on aerodynamic performance of turbo-prop

airplane based on equivalent actuator disk model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 845-852. (in Chinese)

[4] 鄂秦, 杨国伟, 李凤蔚, 等. 螺旋桨滑流对全机绕流干扰的数值计算[J]. 航空学报, 1996, 17(4): 439-442.

E Qin, YANG Guowei, LI Fengwei, et al. Numerical calculation of interaction of propeller slipstream on flowfield over a complete aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996, 17(4): 439-442. (in Chinese)

[5] Bousquet J M, Gardarein P. Improvements on computations of high speed propeller unsteady aerodynamics[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(6): 465-472.

[6] Stuermer A, Rakowitz M. Unsteady simulation of a transport aircraft propeller using MEGAFLOW[R]. [S. l.]: RTO-MP-AVT-123, 2005.

[7] Stuermer A. Unsteady CFD simulations of propeller installation effects[R]. AIAA-2006-4969, 2006.

[8] Khier W. Time-accurate versus actuator disk simulations of complete helicopters[C]//Proceeding of High Performance Computing in Science and Engineering. Berlin: Springer Verlag, 2006: 209-220.

[9] Stuermer A. Unsteady Euler and Navier-Stokes simulations of propellers with the unstructured DLR TAU-code [C]//Proceeding of New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics. Berlin: Springer Verlag, 2006: 144-151.

[10] Rumsey C, Sanetrik M, Biedron R, et al. Efficiency and accuracy of time-accurate turbulent Navier-Stokes computations[J]. Computers and Fluids, 1996, 25(2): 217-236.

[11] Jameson A. Time dependent calculation using multigrid with application to unsteady flows past airfoils and wings [R]. AIAA 91-1596, 1991.

[12] Langtry R B, Menter F R. Transition modeling for general CFD applications in aeronautics [R]. AIAA-2005-522, 2005.

[13] Menter F R, Langtry R B, Likki S R, et al. A correlation-based transition model using local variables; Part I model formulation[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 413-422.

[14] Menter F R, Langtry R B, Likki S R, et al. A correlation-based transition model using local variables; Part II test cases and industrial applications[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 423-434.

[15] 许和勇, 叶正寅. 螺旋桨非定常滑流数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 148-153.

XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation of unsteady propeller slipstream[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 148-153. (in Chinese)

[16] Witkowski D P, Lee A K H, Sullivan J P. Aerodynamic interaction between propellers and wings[J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(9): 829-836.

[17] 葛漫江. 螺旋桨振动的外场检测和排故[J]. 航空维修, 2001(3): 44.

GE Manjiang. Field test and troubleshooting of propeller vibration[J]. Aviation Maintenance, 2001(3): 44. (in Chinese)

[18] 顾仲全, 王远达. 螺旋桨-减速器-发动机耦合系统振动固有特性的计算[J]. 航空动力学报, 1991, 6(3): 244-248.

GU Zhongquan, WANG Yuanda. Calculation of modal characteristics for a propeller-gear box-engine couple system[J]. Journal of Aerospace Power, 1991, 6(3): 244-248. (in Chinese)