

文章编号: 1000-6893(2008)04-0845-08

基于等效盘模型的滑流对涡桨飞机气动性能的影响

李博, 梁德旺, 黄国平

(南京航空航天大学 内流研究中心, 江苏 南京 210016)

Propeller Slipstream Effects on Aerodynamic Performance of Turbo-prop Airplane Based on Equivalent Actuator Disk Model

Li Bo, Liang Dewang, Huang Guoping

(Internal Flow Research Center, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘 要: 推导了螺旋桨等效盘模型的相关气动计算公式,建立了考虑螺旋桨盘前后压差和滑流旋转速度以及变桨距、螺旋桨转速等因素的较通用的等效盘模型。将等效盘边界条件应用于 NAPA 软件进行了三维流场计算,分析了流场计算结果和流场特征;并采用某螺旋桨的试验数据对等效盘模型进行了检验,推力和扭矩的计算值与试验结果吻合较好,表明该等效盘模型能较为准确地模拟螺旋桨的推力、扭矩、压力变化和旋转速度变化,能在一定程度上替代真实螺旋桨的气动效应。然后应用该等效盘模型对某四发涡桨飞机的全机三维流场进行了数值模拟研究,分析了螺旋桨滑流对全机流场特征的影响,给出了滑流对全机升、阻力系数的影响量。计算结果表明,螺旋桨后形成的涡能改变下游的流场并使机翼表面流线偏转,螺旋桨滑流能明显改变机翼表面的压力分布,使全机升、阻力系数增大,且滑流强度越大,效果越明显。

关键词: 螺旋桨滑流; 等效盘; 涡桨飞机; 边界条件; 数值模拟; 计算流体力学

中图分类号: V211.44

文献标识码: A

Abstract: An equivalent actuator disk model of airplane propeller is presented, which takes into consideration such factors as the pressure jump across the disk, swirl velocity of slipstream, variable-pitch propeller, and rotating speed of rotor, etc. The model is placed in the Navier-Stokes program NAPA and the flow field around the actuator disk is calculated. The flow characteristics are discussed and the validation shows that the computational results of thrust and torque are in good agreement with the testing data. It can be concluded that the actuator disk model can correctly predict the thrust, torque and the pressure and swirl velocity changes of the propeller. The model can be used as a simplified but realistic one in the analysis of propeller slipstream interference effects. Then the three dimensional flow field around a four-engine turbo-prop airplane is simulated using the actuator disk model. The effects of propeller slipstream on the characteristics of the flow field are analyzed and the increments of lift and drag coefficients caused by slipstream are presented. The results show that the vortices caused by propellers can change the flow field and produce deflection of streamlines on wing surface. The propeller slipstream can alter the pressure distributions on wing surface evidently, which will increase the lift and drag coefficients of the airplane, and the greater the slipstream intensity, the greater the increment.

Key words: propeller slipstream; equivalent actuator disk; turbo-prop airplane; boundary condition; numerical simulation; computational fluid dynamics (CFD)

在螺旋桨飞机的气动布局设计和性能分析中,存在着滑流和全机的气动干扰,预测螺旋桨滑流对飞机气动特性的影响一直是螺旋桨飞机设计中急待解决而难度很大的问题^[1],由于螺旋桨的滑流是一种非管道控制的流动,流动特性比较复杂

杂^[2]。滑流不仅轴向速度较远方的来流速度大,而且还有一定的回转运动,流线是螺旋状的^[3],采用试验研究和 CFD 技术模拟螺旋桨滑流与飞机各部件的气动干扰存在很大的困难。

为了解决这个困难,国内外学者长期以来做了大量的研究工作^[4-12],围绕螺旋桨的动力学建模问题逐渐发展出了“等效盘”的概念来实现螺旋

桨滑流的等效模拟,如 Strash^[13] 等将动量理论与叶素理论结合构造了等效盘模型用于螺旋桨/短舱/机翼组合部件的数值模拟;Conway^[14-18] 等结合叶素理论建立了非线性等效盘模型并和面元法结合计算了 Aurora 飞机的流场;Veldhuis^[19] 等基于螺旋桨/机翼模型试验数据的等效盘模型等。国内左岁寒^[20] 等建立了基于动量理论的激励盘模型,但是其模型仅考虑了桨盘前后的压差,没有考虑螺旋桨滑流的旋转速度。这些模型基于不同的理论,都有一定程度的简化,目前还没有一种完全通用的等效盘模型。

本文在文献[21]的基础上,建立了考虑螺旋桨桨叶形状、数目、桨叶角、桨距和转速等因素的等效盘模型,并融入本课题组自主开发的全三维黏性计算软件 NAPA 中。通过等效盘模型,将螺旋桨前后气流参数之间的关系,以边界条件的形式建立起联系,能大大降低直接数值模拟螺旋桨飞机全机流场的难度,可以计算出桨盘前后压差、滑流旋转速度以及螺旋桨的拉力、扭矩等性能参数,并分析了螺旋桨滑流对某四发涡桨飞机全机气动性能的影响。

1 螺旋桨等效盘的数学模型

所谓等效盘,就是将螺旋桨桨叶旋转运动所扫过的区域假想为一个没有厚度的圆盘,该圆盘前后气流与螺旋桨前后气流参数相同,从等效盘前后流入、流出的气流按时间平均、稳态处理来模拟螺旋桨工作^[13],即这个圆盘对气流具有和螺旋桨桨叶相同的作用效果。根据螺旋桨的流动特点,分析等效盘气流参数的变化时,需假定:流体不可压;流动是定常的(稳定的);等效盘前后压力是不连续的;轴向速度 u 是连续的;周向速度不连续。

本文的等效盘模型考虑了气流参数在桨盘上的不均匀分布,即认为不同半径 r 处桨盘前后的压力差是不同的。于是,螺旋桨的拉力(牵引力) T 及扭矩 Q 为

$$T = \int 2\pi r \Delta p dr \quad (1)$$

$$Q = \int 2\pi r^2 \rho u \Delta V_\theta dr \quad (2)$$

1.1 螺旋桨的受力分析

在距螺旋桨旋转中心半径为 r 处取一长度为 dr 的微元段,其剖面形状如图 1 所示,任一瞬时作用在微元段上的升、阻力及拉力、扭矩为^[21]

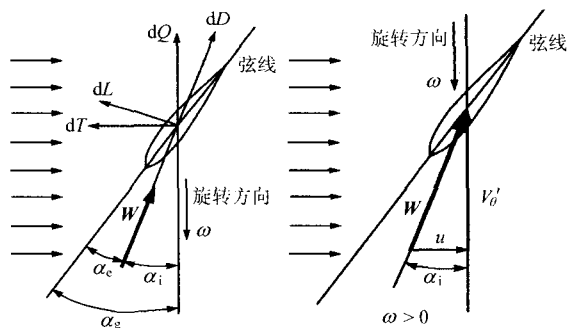


图1 螺旋桨桨叶剖面及受力分析和速度三角形

Fig. 1 Propeller blade section with velocities and forces

$$\text{升力} \quad dL = \frac{1}{2} \rho W^2 C_L c dr \quad (3)$$

$$\text{阻力} \quad dD = \frac{1}{2} \rho W^2 C_D c dr \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \text{拉力} \quad dT &= dL \cos \alpha_i - dD \sin \alpha_i = \\ &\quad \frac{1}{2} \rho W^2 c dr (C_L \cos \alpha_i - C_D \sin \alpha_i) \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \text{扭矩} \quad dQ &= r(dL \sin \alpha_i + dD \cos \alpha_i) = \\ &\quad \frac{1}{2} \rho W^2 c r dr (C_L \sin \alpha_i + C_D \cos \alpha_i) \end{aligned} \quad (6)$$

式中: ρ 为当地气流密度; W 为相对于桨叶的合速度的大小; c 为桨叶弦长; r 为距旋转轴半径; α_g 为半径 r 处桨叶叶型的几何安装角; α_i 为诱导攻角; α_e 为有效攻角; C_L, C_D 为半径 r 处桨叶的升、阻力系数,是 r 和 α_e 的函数,需根据具体桨叶给出其不同半径处的升阻力特性参数。由于实际中叶片在旋转,微元段叶型上的气动载荷是周期性变化的,理论上讲,一周的气动载荷应为整周之积分,本文计算一周的平均载荷时,气动参数 ρ, W, α_i 等取一周之平均值。

令螺旋桨前一点的气流速度为 (u, V_θ, V_r) , 则气流在桨叶运动方向上的相对速度 V'_θ 为 $V'_\theta = \omega r - V_\theta$, 根据速度三角形,可以计算得到

$$\text{气流的诱导攻角} \quad \alpha_i = \arctan\left(\frac{u}{\omega r - V_\theta}\right) \quad (7)$$

$$\text{合速度的大小} \quad W = \sqrt{u^2 + (\omega r - V_\theta)^2} \quad (8)$$

1.2 等效盘前后压差的确定

对于一般情况,等效盘不同位置上的压差 ΔP 是不同的,且有 $\Delta P = d\bar{T}/dA$, 其中 $d\bar{T}$ 为作用在微元面 dA 上的拉力沿圆周方向的平均值; dA 为等效盘微元面积(见图 2), 则微元面积的牵引力 $d\bar{T} = r d\psi dr \Delta P$ 。由式(5)及 $d\bar{T}$ 与 dT 的关系

$d\bar{T} = dT \cdot d\psi/2\pi$, N 个桨叶时,总的牵引力为 $Nd\bar{T}$,则等效盘前后压差为

$$\Delta P = \frac{N}{4\pi r} \rho W^2 c (C_L \cos \alpha_i - C_D \sin \alpha_i) \quad (9)$$

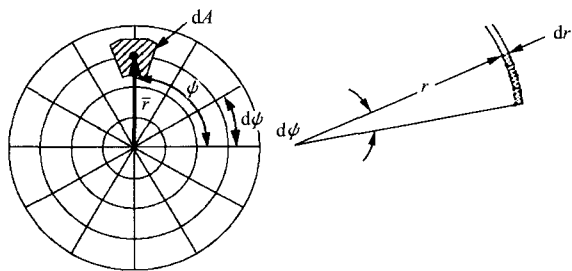


图2 等效盘微元面积示意图

Fig. 2 Area element of actuator disk

1.3 等效盘前后周向速度差的确定

以图2所示的微元面积为研究对象,令在半径 r ,周向角 ψ 处,等效盘前的周向速度为 V_θ ,盘后的周向速度为 $V_\theta + \Delta V_\theta$,盘面前后的轴向速度为 u ,根据动量定理、周向动量守恒得周向速度差为

$$\Delta V_\theta = \frac{d\bar{Q}}{\rho u r^2 dr d\psi} \quad (10)$$

式中: $d\bar{Q}$ 为作用在微元面 dA 上的扭矩沿圆周方向的平均值, $d\bar{Q} = dQ \cdot d\psi/2\pi$ 。由式(6)并考虑到 N 个桨叶以及桨叶的旋转方向得

$$\Delta V_\theta = \text{sgn}(\omega, 1) \frac{NW^2 c}{4\pi r u} (C_L \sin \alpha_i + C_D \cos \alpha_i) \quad (11)$$

1.4 等效盘模型的三维效应修正

在本文的等效盘模型中,桨叶各个横截面的升、阻力系数由二维翼型理论得到,然而由于三维效应的影响,在叶尖处存在绕流现象,实际气流沿桨叶方向可能存在径向流动。此外,桨叶尾迹造成的桨叶间的干扰也会对螺旋桨的气动性能产生影响,从而使得按照理想情况建立的等效盘模型会与真实流动情况有一定的出入。由于这些影响因素难以用具体的公式进行量化表示,为此,采用类似经验公式的表达方法,即采用修正系数对等效盘模型进行三维效应修正。改进后的 ΔP 和 ΔV_θ 分别为

$$\Delta P = K_P \frac{N}{4\pi r} \rho W^2 c (C_L \cos \alpha_i - C_D \sin \alpha_i) \cdot f(R) \quad (12)$$

$$\Delta V_\theta = \text{sgn}(\omega, 1) K_{V_\theta} \frac{NW^2 c}{4\pi r u} (C_L \sin \alpha_i + C_D \cos \alpha_i) \quad (13)$$

式中: $f(R)$, K_P , K_{V_θ} 是三维流动修正系数, $0 < K_P < 1$, $0 < K_{V_\theta} < 1$, $f(R)$ 是半径的函数。修正系数 K_P 和 K_{V_θ} 根据设计公司提供的螺旋桨在不同转速、桨距和飞行速度下的数据进行经验公式拟合得到。

2 等效盘模型的检验

按照建立的等效盘模型,编制了等效盘边界条件子程序,发展了本研究组的三维黏性流场计算软件 NAPA,该软件采用有限体积法,可用于计算内外复合、具有亚声、跨声、超声、高超声和激波/附面层干扰等复杂流动,已经过大量的验证计算,证明具有相当的精度和一定的计算能力,能满足工程计算要求。计算中采用了二阶 Jameson 格式和改进的 B/L 模型^[22]。

2.1 流场计算结果及分析

采用等效盘模型对某型螺旋桨进行了数值模拟研究,计算网格如图3所示,在轮毂头部桨叶安装位置用一个圆盘网格面来代替螺旋桨。由于采用了等效盘模型,复杂扭曲的螺旋桨桨叶被一个同样直径的圆盘面代替,使得网格的生成过程大大简化。计算中在桨盘前后表面分别施加相应的等效盘出流和入流条件。网格按螺旋桨旋转轴成轴对称分布,共分4块,网格节点约85万。

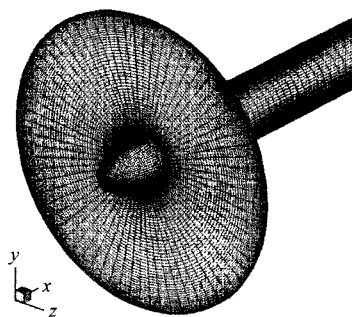


图3 等效盘三维计算网格

Fig. 3 3D Computational grids of actuator disk

计算状态为:螺旋桨转速分别为 850, 900, 1 020 r/min,变桨距;飞行速度 25~200 m/s(间隔 25 m/s),进距比 J 范围为 0.35~3.40。

以转速 900 r/min,飞行速度 50 m/s 为例,从图4等效盘前(图左)、后(图右)速度矢量图比较中发现,盘前来流无周向速度,经过盘后气流增加了周向速度,即产生了旋流,这与实际情况是一致的。

的,其中轮毂表面为旋转固壁边界条件。

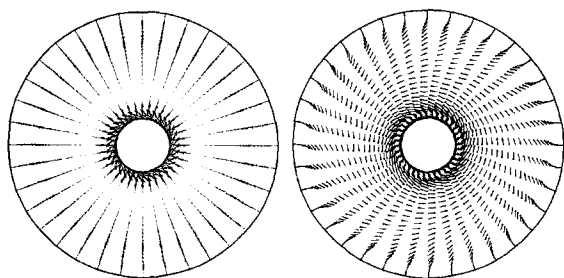


图4 等效盘前后速度矢量图

Fig. 4 Velocity vectors upstream/downstream of actuator disk

图5为流场纵向对称面马赫数和流线图,在叶尖处向后形成了尾迹区,从旋转轴向外,尾迹区以内为滑流区,滑流区内的气流马赫数比滑流区外的气流马赫数大,密度则有所减小。滑流区的半径在桨盘后呈收缩趋势,越往下游边界越模糊,且随着 J 的增加(在螺旋桨转速一定的情况下即随着来流速度的增加),穿过桨盘的流管越平直,即滑流区的半径收缩程度减小。

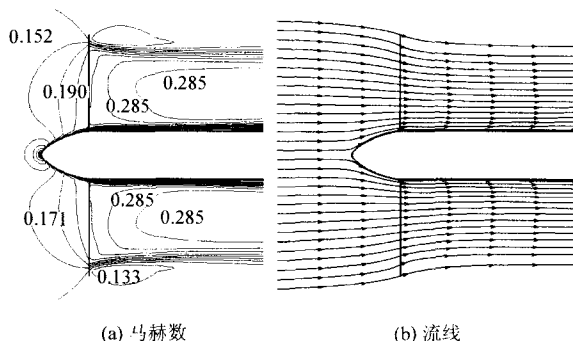


图5 纵向对称面马赫数和流线分布图

Fig. 5 Mach contours/streamlines at symmetrical profile

图6和图7为径向 $0.7R$ 盘前后压力和速度

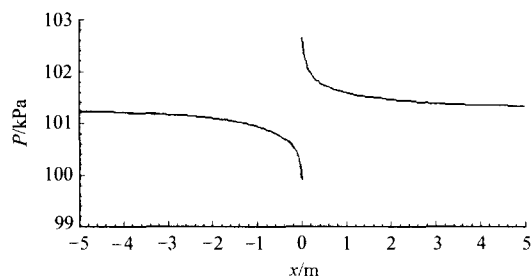


图6 $0.7R$ 盘前后压力变化图

Fig. 6 Pressure changes across actuator disk at $0.7R$

沿轴向的变化,盘前后的压力变化是不连续的,在盘前由于轮毂和流管收缩,压力值下降,经过桨盘后气流的压力值有个突跃,而速度是连续的且逐渐增大。这些参数的变化趋势与目前其他学者的等效盘模型所描述的是一致的。

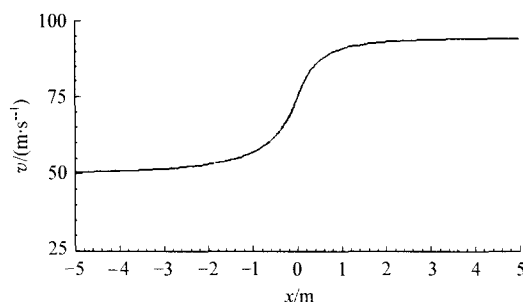


图7 $0.7R$ 盘前后速度变化图

Fig. 7 Velocity change across actuator disk at $0.7R$

2.2 与试验数据的比较

本文建立的等效盘模型是针对所有螺旋桨的,具有通用性,为检验该模型是否适用于其他型号的螺旋桨,与某螺旋桨试验数据进行了计算对比。螺旋桨试验数据由南京航空航天大学无人机研究院提供,桨叶剖面属于 Clark Y 翼形,双叶。选取了两个状态进行校验,采用 NAPA 软件等效盘模型计算得到的结果与试验数据比较见表1和表2。

表1 螺旋桨推力计算结果与试验数据的比较

Table 1 Comparison of computational and test results of propeller thrust

	试验值/N	计算值/N	误差/%
状态1	44.00	41.23	-6.30
状态2	65.80	61.29	-6.85

表2 螺旋桨扭矩计算结果与试验数据的比较

Table 2 Comparison of computational and test results of propeller torque

	试验值/(N·m)	计算值/(N·m)	误差/%
状态1	5.43	5.54	2.12
状态2	6.33	6.52	2.92

从表中可以看出,在所计算的两个校验状态下,推力的计算值比试验值偏小,误差在7%以内;而扭矩的计算结果比试验值偏大,误差在3%以内。这表明本文所建立的等效盘模型能够满足工程需要,能在一定程度上代替螺旋桨的真实气动效应。

3 螺旋桨滑流对全机气动性能影响分析

发展等效盘模型,是为了能研究螺旋桨飞机的全机流场,尤其是滑流对全机气动力的影响。为此,针对某四发涡桨飞机(顺航向看螺旋桨均为逆时针旋转),采用等效盘模型,成功地进行了全尺寸三维流场数值计算。计算采用结构化网格,1 037万网格节点,对发动机吊舱的进、排气口进行了封闭简化处理。为了比较滑流的影响,分别计算了无桨(无滑流)和有桨(有滑流)两种情况下的全机流场。

3.1 螺旋桨滑流对流场的影响

图8给出了飞行速度 $v = 50 \text{ m/s}$ 、机翼迎角 $\alpha = 8^\circ$ 、襟翼 25° 状态下,无滑流和有滑流两种情况全机表面的压力系数。有滑流时全机表面的压力系数最大值为 4.22,最小值为 -9.45;而无滑流时最大值为 2.11,最小值为 -4.04,峰值仅为有滑流时的一半左右。

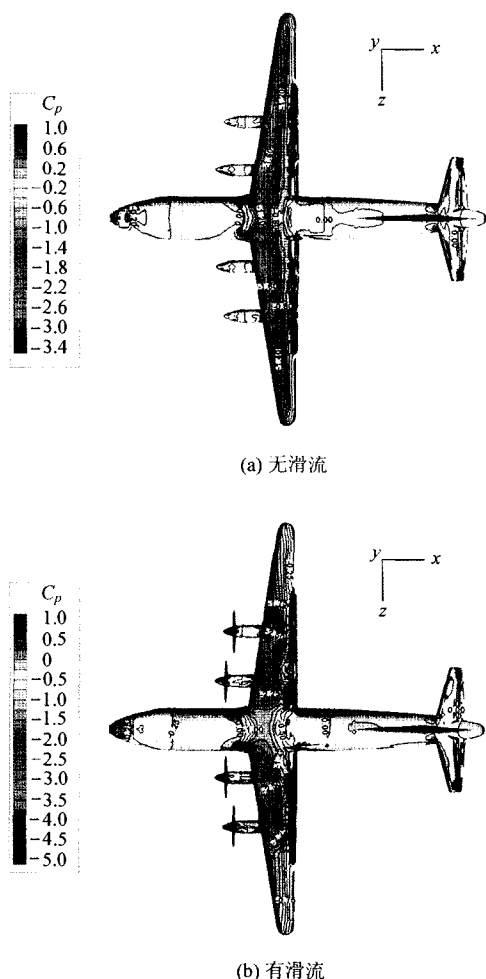


图8 飞机机翼表面压力分布

Fig. 8 Pressure distributions on an airplane

由图8可以发现,有、无滑流时机翼表面的压力系数差别较大,而机身其他部位的压力系数变化不大。有滑流时,上表面前缘出现了4大4小8个弧形低压区,其中较大、较明显的低压区均位于机翼表面每台发动机短舱的右侧(顺航向),机翼上表面中部的等值线不再平直,在对应发动机短舱的位置等值线向下游偏机身左侧弯曲,滑流使得机翼表面的压力降低、低压区扩大。另外,滑流对短舱右侧机翼表面的压力系数改变比短舱左侧要明显,范围也较大,这和螺旋桨的旋转方向为逆时针以及机翼迎角有关。

类似的,对于机翼下表面,滑流使得压力系数升高。可见,滑流不仅减小了机翼上表面的压力、增大了机翼下表面的压力,而且改变了机翼表面压力的分布范围。

图9给出了有、无滑流时局部机翼上表面流线图。无滑流时,机翼表面的流线平直。有滑流时,机身上表面的流线发生偏转,位于短舱左侧的流线向右偏转,短舱右侧的流线向左偏转。由前文等效盘模型可知,前方来流经过桨盘后,气流增加了周向旋转速度,其旋转方向与桨叶旋转方向一致。

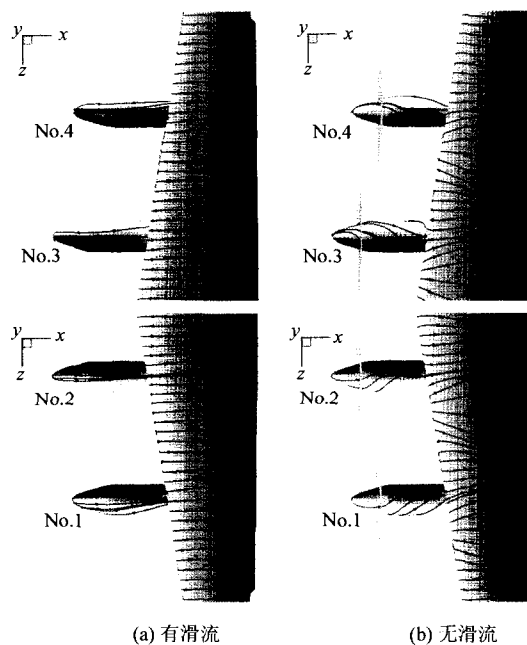


图9 机翼表面流线

Fig. 9 Streamlines on wing surface

图10给出了有滑流时发动机短舱和机翼结合处机身横截面上的速度矢量图,上游桨盘后形成的4个与桨盘面积大小相当的涡,在此被机翼分割成上下两部分,机翼上方为4个半圆的涡,涡

的旋转方向仍为逆时针,而机翼下表面由于有短舱的绕流影响,没有明显的大涡,形成了由机身左侧到右侧的横行二次流。对比不同横截面的速度矢量图后发现,越往下游,涡的横向速度分量越小,而涡的形状基本不变。

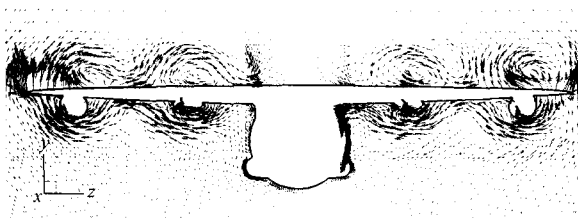


图10 飞机横截面速度矢量图

Fig. 10 Velocity vectors on cross section of airplane

3.2 螺旋桨滑流对升、阻力系数的影响

计算发现,飞机襟翼 25° , $v=50$ m/s 时,有滑流时的升、阻力系数比无滑流时有明显增高;而 $v=100$ m/s 情况下,有滑流时的升、阻力系数比无滑流时仅有小幅度增加。图 11 给出了有、无滑流情况下升、阻力系数差值 ΔC_L , ΔC_D 随迎角 α 的变化关系。可以发现, $v=50$ m/s 时(滑流强度 $B=2.10$), ΔC_L 和 ΔC_D 都随迎角的增加而增加,其中 ΔC_L 近似成线性增加, $\alpha=12^\circ$ 时 ΔC_L 最大值为 1.0 左右, ΔC_D 最大值为 0.3 左右;而 $v=100$ m/s 情况下(滑流强度 $B=0.36$), 差值较小, ΔC_L 最大值仅为 0.15, ΔC_D 最大值为 0.06, 且 4° 迎角以下滑流对升、阻力系数的影响很小且基本不随迎角变化。

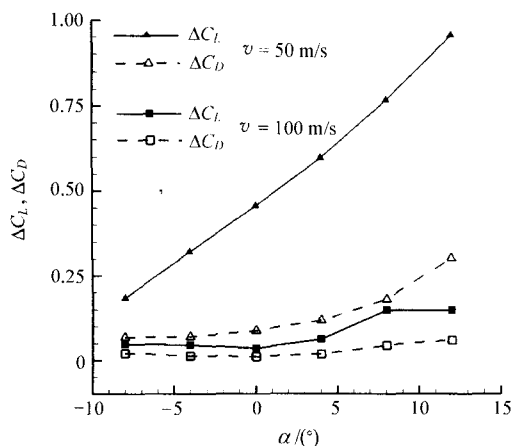


图11 滑流对全机升阻力系数的影响

Fig. 11 Effects of slipstream on lift and drag coefficients

可见,低速飞行时,由于滑流强度大,对升、阻力的影响很大;速度越高,滑流强度越小,对升、阻力的影响也越小;随着滑流强度 B 的增加,有、无滑流时的升、阻力系数的差值在增大。

图 12 给出了襟翼 25° , $v=50$ m/s, $\alpha=8^\circ$ 时机翼上表面在 60% 弦长位置处沿翼展方向的压力系数分布。可以看出,上下表面压力分布均已成明显的 4 个峰谷分布,峰值和无滑流相比约降低 1.0 左右。比较图中机翼上下表面的波峰、波谷的位置可以发现,二者的位置上下并不一致,下表面的波峰位置相对下表面的波谷位置偏向机身右侧,结合图 12 机身横截面的速度矢量图,可以得知是由桨盘后的涡造成的偏转,并与螺旋桨的旋转方向是一致的。

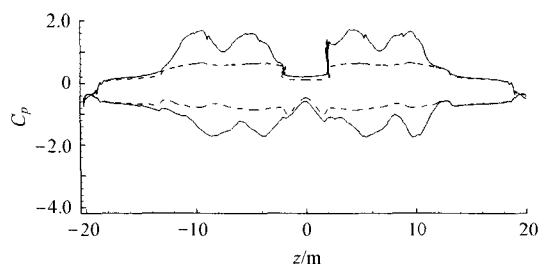


图12 有、无滑流情况下机翼展向压力系数比较

Fig. 12 Comparison of pressure coefficient along wing span with and without slipstream

整体来看,和无滑流相比,有滑流时机翼下表面的压力系数都高于无滑流时的压力系数,而上表面的压力系数则低于无滑流时的压力系数。无滑流时,机翼表面的压力左右对称;而有滑流时,则左右不对称。

4 结 论

建立了较通用的螺旋桨等效盘模型,将等效盘边界条件应用于 NAPA 软件进行了螺旋桨的三维流场计算和试验对比分析,初步分析了某四发涡桨飞机的螺旋桨滑流对全机流场和气动性能的影响,研究结果表明:

(1) 建立的一种较通用的等效盘模型,能考虑桨叶形状、数目、桨叶角、桨距和转速等多种因素,计算得到的流场特征符合物理现象,并能较为准确地模拟螺旋桨的推力、扭矩以及桨盘前后气流的压力变化和旋转速度的变化。

(2) 螺旋桨滑流能明显改变机翼表面的压力分布,使上表面压力减小,下表面压力增大,并使

桨盘后机翼表面的流线偏转,流线偏转方向与桨叶旋转方向一致。

(3) 螺旋桨滑流能在桨盘后下游形成与桨盘面积大小相当的涡,使得机翼表面对应范围内的压力系数发生改变。

(4) 螺旋桨滑流能明显增加全机的升、阻力系数,且滑流强度越大,对升、阻力系数的改变越大。

(5) 等效盘模型能在一定程度上替代真实螺旋桨的气动效应,并可用于螺旋桨飞机全机气动性能的三维流场数值研究,解决数值模拟螺旋桨飞机全机流场的复杂性问题。

致 谢

感谢南京航空航天大学无人机研究院王一飞和阎兆武两位老师在螺旋桨试验数据方面提供的帮助。

参 考 文 献

- [1] 鄂秦,杨国伟,李凤蔚,等.螺旋桨滑流对飞机气动特性影响的数值分析[J].西北工业大学学报,1997,15(4):511-516.
E Qin, Yang Guowei, Li Fengwei, et al. On coupling effect of two vortex systems of Chinese aircraft with turbo-propellers[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1997, 15(4): 511-516. (in Chinese)
- [2] 赵学训.螺旋桨滑流对飞机绕流影响的试验研究[J].气动实验与测量控制,1995,9(4):48-52.
Zhao Xuexun. Experiment research of the airflow which surrounds aircraft under the influence of propeller slipstream[J]. Aerodynamic Experiment and Measurement and Control, 1995, 9(4): 48-52. (in Chinese)
- [3] 《航空工业科技词典》编辑委员会.航空工业科技词典[M].北京:国防工业出版社,1982:1-83.
Editorial Committee of Aviation Industry Science & Technology Dictionary. Aviation industry science & technology dictionary[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1982: 1-83. (in Chinese)
- [4] 杨国伟,何植岱.计及尾涡收缩的螺旋桨滑流计算[J].空气动力学学报,1995,13(1):83-86.
Yang Guowei, He Zhidai. Flow-field calculation of propeller slipstream about vortex contraction[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1995, 13(1): 83-86. (in Chinese)
- [5] 李征初,王勋年,陈洪,等.螺旋桨滑流对飞机机翼流场影响试验研究[J].流体力学实验与测量,2000,14(2):44-48.
Li Zhengchu, Wang Xunnian, Chen Hong, et al. Experimental research of influence of propeller slipstream on wing flowfield[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2000, 14(2): 44-48. (in Chinese)
- [6] 王适存,徐国华.直升机旋翼空气动力学的发展[J].南京航空航天大学学报,2001,33(3):203-211.
Wang Shicun, Xu Guohua. Progress of helicopter rotor aerodynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 33(3): 203-211. (in Chinese)
- [7] Loth J L, Loth F. Induced drag reduction with wing tip mounted propellers[R]. AIAA-84-2149, 1984.
- [8] Miranda L R, Brennan J E. Aerodynamic effects of wing-tip-mounted propellers and turbines[R]. AIAA-86-1802, 1986.
- [9] Conlisk A T. The fluid dynamics of rotor wakes: theory, computation and experiment[R]. AIAA-99-3421, 1999.
- [10] Wagner S. On the numerical prediction of rotor wakes using linear and non-linear methods [R]. AIAA-2000-0111, 2000.
- [11] Hariharan N, Sankar L N. A review of computational techniques for rotor wake modeling [R]. AIAA-2000-0114, 2000.
- [12] Boyd D D, Barnwell R W Jr, Gorton S A. A computational model for rotor-fuselage interactional aerodynamics [R]. AIAA-2000-0256, 2000.
- [13] Strash D J, Lednicer D A, Rubin T D. Analysis of propeller-induced aerodynamic effects[R]. AIAA-98-2414, 1998.
- [14] Conway J T. Analytical solutions for the actuator disk with variable radial distribution of load[J]. J Fluid Mech, 1995, 297: 327-355.
- [15] Conway J T. Exact actuator disk solutions for non-uniform heavy loading and slipstream contraction [J]. J Fluid Mech, 1998, 365: 235-267.
- [16] Conway J T. Prediction of the performance of heavily loaded propellers with slipstream contraction [J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 1998, 44(3): 169-174.
- [17] Conway J T, Su J. PMAL propeller-induced asymmetric flow calculations for the aurora aircraft using embedded non-linear actuator disks [J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2000, 46(1): 20-27.
- [18] Su J, Conway J T. Numerical analysis of the aerodynamics of the aurora aircraft by an inviscid/viscous interaction method [J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2001, 47(1): 17-24.
- [19] Veldhuis L L M, Nebiolo S. Analysis of calculated and measured wake characteristics of a propeller-wing model [R]. AIAA-2000-0908, 2000.
- [20] 左岁寒,杨永.螺旋桨滑流对带后缘襟翼机翼气动特性影响的数值分析[J].航空计算技术,2007,37(1):54-57.
Zuo Suihan, Yang Yong. Numerical simulation of propeller/high-lift system interaction[J]. Aeronautical Computing Technique, 2007, 37(1): 54-57. (in Chinese)
- [21] Chaffin M S. A guide to the use of the pressure disk rotor model as implemented in INS3D-UP[R]. NASA CR4692, 1995.
- [22] 梁德旺,黄国平,赵海峰. B/L 湍流模型在强压力梯度流场计算中的应用[J].南京航空航天大学学报,1999,31(1):37-42.

Liang Dewang, Huang Guoping, Zhao Haifeng. Application of B/L turbulence model for calculating flow with strong adverse pressure gradient[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 31(1): 37-42. (in Chinese)

作者简介:

李博(1974—) 男, 硕士, 讲师。主要研究方向: 内流流体力学, 飞行器进气道设计, 高超声速技术。

Tel: 025-84892201-2319

Email: leebo@nuaa.edu.cn

梁德旺(1962—2007) 男, 博士, 博士生导师, 教授。主要研究方向: 内流流体力学, 微型发动机技术, 高超声速技术, 进发匹配技术, 湍流数值模拟。

黄国平(1973—) 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 微型涡轮发动机, 高超声速流, 内流流体力学, 湍流数值模拟。

Tel: 025-84890912

Email: hgp@nuaa.edu.cn

(责任编辑: 刘振国)

Chinese Journal of Aeronautics (《中国航空学报》(英文版))

进入著名检索系统 SCIE

经过航空学报编委会和全体编辑人员的共同努力, *Chinese Journal of Aeronautics* (CJA) 从 2007 年第 20 卷第 1 期开始被世界著名的文献检索系统 SCIE(科学引文索引) 100% 收录。

CJA (ISSN 1000-9361) 创刊于 1988 年, 为英文双月刊。该刊是由中国航空学会主办、航空学报编辑部编辑出版的综合性学术刊物, 大 16 开铜版纸印刷, 面向国内外公开发行人。

CJA 作为航空航天类唯一的英文期刊, 在国内航空航天领域具有相当高的知名度, 是国内航空航天领域研究人员发表学术论文首选的专业学术期刊。该刊同时还被 EI, AIAA, ASME, AJ, CSA, Elsevier Science Direct 等著名数据库收录。

欢迎广大师生和科研人员积极向该刊投高质量、原创的优秀稿件, 介绍国内外科技新成果, 促进学术交流和人才成长, 推动新理论、新技术的进步, 共同为促进中国航空航天事业的飞速发展做出贡献。

办公地址: 北京航空航天大学校内东南角, 学院国际大厦西侧

北航科技开发楼 A 座 1 层 105~107 室

投稿网址: hkxb.buaa.edu.cn (注: 只接受网上投稿)

通信: 北京市海淀区学院路 37 号航空学报杂志社 邮编: 100083

电话: 010-82318016, 82313502, 82315020, 82317058

传真: 010-82318016

E-mail: cja@buaa.edu.cn

(航空学报编辑部)