

螺旋桨性能的自由尾涡分析法计算

北京航空航天大学螺旋桨研究发展中心 陈泽民** 潘杰元

【摘要】 采用自由尾涡分析方法,把螺旋桨的尾涡模型分为近涡区和远涡区两部分,计算了在不同进距比情况下的螺旋桨性能。在小进距比的重载情况,螺旋桨尾涡的收缩对螺旋桨的性能影响较大。根据升力线理论采用自由尾涡分析方法考虑尾涡收缩,改进了小进距比情况下的计算结果,使得在所有情况下螺旋桨性能的计算结果和实验结果符合很好。

主题词: 航空螺旋桨 尾涡 升力线理论 性能分析

分类号: V228.5

1 前言

在进距比较大时的轻载情况下,文献[1]用升力线理论对多桨叶螺旋桨的性能进行了计算,其中拖出的尾涡模型假设为不收缩的等半径等螺距的螺旋线,结果同实验吻合较好。但是在螺旋桨进距比较小时的重载情况下,如仍用不收缩的尾涡模型计算螺旋桨性能将与实际结果有较大的误差。文献[2]对不同的工作条件下的螺旋桨尾涡进行了大量的实验研究,得到了螺旋桨尾涡几何形状的经验性的解析表达式,并采用自由尾涡分析的方法,对螺旋桨的尾涡进行了数值研究。该文中螺旋桨的尾涡模型分为近涡区和远涡区两部分,远涡区的尾涡模型用半无穷等涡量强度的涡柱面来模拟。考虑到自由尾涡分析的计算量很大,并且相当部分时间花在计算远涡区对近涡区中涡线上点的诱导速度上面,本文用半无穷等半径等螺距的螺旋涡线来模拟远涡区的尾涡,用快速的近似算法^[3]计算远涡区所产生的诱导速度,并结合升力线理论计算了不同进距比下的螺旋桨性能,改进了小进距比下的计算结果。

2 尾涡的几何模型以及初始形状的给出

螺旋桨每一个桨叶用布在四分之一弦线处的一条变强度的附着涡线来代替,由于附着涡强度的变化引起尾涡从桨叶拖出并在下游形成一张螺旋型的涡面。在实际处理时,整条附着涡线分成有限段,每段涡的强度不变,尾涡用从每段两端点拖出的离散涡线组成。在螺旋桨的自由尾涡分析中,尾涡几何形状在求解过程中是变化的,最后的尾涡位置要通过迭代计算求得。初始几何位置给的好坏直接影响迭代的收敛速度。我们把尾涡模型分成近涡区和远涡区两部分。在近涡区,桨尖涡的初始几何形状可以根据实验得到的半经验性的解析表达式以下列形式给出^[2]。

$$\text{径向} \quad r_i/R = A + (1 - A)e^{-\psi B} \quad 0 \leq \psi \leq \psi_s \quad (1)$$

$$\text{轴向} \quad Z_i/R = \begin{cases} K_1(\psi/\psi_b) & 0 \leq \psi \leq \psi_b \\ K_1 + K_2(\psi/\psi_b) & \psi_b \leq \psi \leq \psi_s \end{cases} \quad (2)$$

其中 R 为螺旋桨桨叶的半径, r_i, Z_i 分别为桨尖涡的径向和轴向位置, ψ 为方位角($^\circ$)。 A, B, K_1, K_2 为与安装角、进距比及螺旋桨形状有关的系数。 ψ_s 称方位角的周期, 如果螺旋桨的桨叶数为 $b, \psi_s = 360/b$ 。 ψ_s 为远涡区方位角起始位置, 即在实验中对应于桨尖涡开始出现不稳定的位置。

对于内侧涡面, 假设初始尾涡形状的径向位置 r_{vs} 和轴向位置 Z_{vs} 可以表达为

$$\text{径向} \quad r_{vs}/R = (r_b/R)(r_i/R) \quad 0 \leq \psi \leq \psi_s \quad (3)$$

$$\text{轴向} \quad Z_{vs}/R = (J/180)\psi \quad 0 \leq \psi \leq \psi_s \quad (4)$$

其中 J 为进距比, r_b 为尾涡拖出处的径向位置。对于从方位角 ψ 处开始的远涡区尾涡, 本文用半无穷等半径等螺距的螺旋涡线来模拟, 半径的大小取为近涡区尾涡线上最后一点的径向距离, 而螺距则取为近涡区尾涡线上最后一段涡线所对应的螺距大小。

3 尾涡系产生的诱导速度及自由尾涡分析的计算

自由尾涡模型的概念是让尾涡在来流和自身的诱导速度影响下自由移动达到其最后位置。在计算近涡区尾涡产生的诱导速度时, 用离散的直线涡段相连接来近似尾涡线的作用。附着涡以及离散的直线尾涡段对任一点 P 产生的诱导速度用 Biot-Savart 公式计算。当 P 点位于第 j 段涡段上时, 不能再用直线涡模拟该涡段, 应当考虑该涡段自身的诱导速度。为此, 将该涡段用一圆弧近似, 并取涡段的涡核半径为 r_c 。该涡段在其上 P 点的诱导速度为^[4]:

$$V = \Gamma_j / 8\pi\rho_R \{ \ln [(8\rho_R/r_c) \tan(\varphi/4)] + \ln [(8\rho_R/r_c) \tan(\varphi_{j+1}/4)] - 1/2 \} \quad (5)$$

其中 ρ_R 为圆弧的曲率半径, φ, φ_{j+1} 见图 1 所示。式 (5) 在 $r_c/\rho_R \ll 1$ 时适用。 V 的方向为圆弧平面的法向方向。在计算中涡核半径取为 $0.01R$ 。结果表明, 所取涡核半径的大小对计算结果的影响不是很敏感。对于远涡区半无穷等半径等螺距螺旋涡线产生的诱导速度, 文献[3]中有较为详细的描述。

自由尾涡分析的计算过程如下: (1) 由式 (1) 至式 (4) 给出螺旋桨尾涡的初始位置。(2) 根据升力线理论计算桨叶上的环量分布。(3) 计算尾涡系在近涡区尾涡中每一直线涡段端点处轴向、径向和周向的诱导速度 $V_{Z_{i,j}}, V_{r_{i,j}}$ 和 $V_{\psi_{i,j}}$, 其中下标 i, j 表示第 i 条尾涡线上的第 j 个

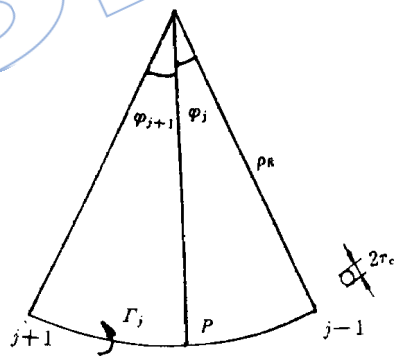


图 1 φ, φ_{j+1} 的定义

位置点。(4) 在近涡区, 把轴向分成若干等分, 假设每等分的轴向距离为 ΔZ , ΔZ 在自由尾涡分析的过程中保持不变。 ΔZ 的选取应使直线涡段相连后能够很好地模拟桨叶后拖出的尾涡的作用。设螺旋桨的前进速度为 V_∞ , 旋转角速度为 Ω 。第 i 条涡线上第 $j-1$ 个位置点在轴向推进 ΔZ 所需的时间可以用 $\Delta t = \Delta Z / (V_\infty + V_{Z_{i,j-1}})$ 求得。于是经过 Δt 时间后新的位置点为 $r_{i,j} = r_{i,j-1} + V_{r_{i,j-1}} \Delta t$, $\psi_{i,j} = \psi_{i,j-1} + (\Omega + V_{\psi_{i,j-1}}/r_{i,j-1})(180\Delta t/\pi)$, $Z_{i,j} = Z_{i,j-1} + \Delta Z$ 。用上四式得到了新的尾涡系的几何位置。(5) 基于新的几何位置, 重复步骤 (3) 到 (4) 的计算, 直到尾涡系的几何位置与前一次迭代的结果相差很小为止。(6) 根据上一步得到的尾涡系的几何位置用升力线理论求出新的环量分布, 重复步骤 (3) 到 (5) 的计算, 直到环量分布收敛为止。(7) 由桨叶上的环量分布和尾涡系的几何位置求出螺旋桨的拉力系数 C_T 、功率系数 C_P 、效率系数 η 。

4 计算结果与分析

本文用自由尾涡分析方法对 4 桨叶的运七 200B 螺旋桨在不同进距比下的尾涡几何形状以及性能进行了计算。图 2 给出了桨叶角 $\alpha_0 = 20^\circ$ 进距比 $J = 0.2$ 时其中一个桨叶后的尾涡。图 3 和图 4(○自由尾涡分析, —实验结果, △不考虑尾涡收缩) 分别给出了桨叶角 $\alpha_0 = 20^\circ$ 时螺旋桨在不同进距比下的拉力系数和功率系数的计算结果与实验结果, 并同不考虑尾涡收缩时的螺旋桨性能计算结果进行了比较。从图中可以看出, 如果不考虑螺旋桨尾涡的收缩, 在进距比不是太小的情况下计算所得的性能结果与实验结果符合较好, 但在进距比较小时的重载情况下计算结果与实验结果有很大的误差。采用自由尾涡分析方法考虑尾涡收缩后, 计算结果在所有进距比下都与实验结果符合较好。

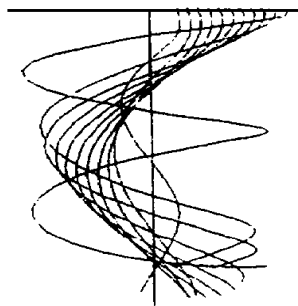


图 2 尾涡几何形状的计算结果

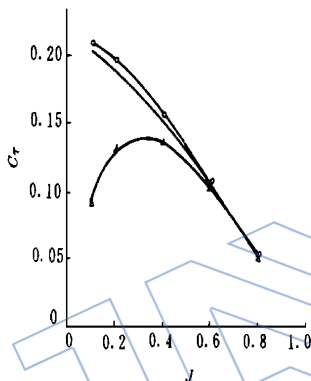


图 3 拉力系数曲线

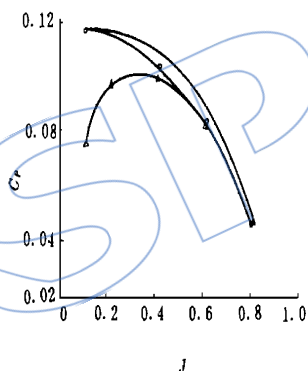


图 4 功率系数曲线

参 考 文 献

- 1 陈泽民, 潘杰元. 一种计算螺旋桨性能的高效升力线法. 航空动力学报, 1991, 6(4)
- 2 Favier D, Ettaouil A, Maresca C. Numerical Experimental Investigation of Isolated Propeller Wake in Axial Flight. J. Aircraft, Sept. 1989, 26(9)
- 3 Chiu Y D, Peters D A. Numerical Solutions of Induced Velocities by Semi-Infinite Tip Vortex Lines. J. Aircraft, August 1988, 25(8)
- 4 Sun M. A Study of Helicopter Rotor Aerodynamics in Ground-Effect at Low Speed. Ph. D. Thesis, Princeton University, MAE Department, Aug. 1983

(责任编辑 魏星禄)

of inner convection within the multihole is the main factor to make the wall temperature being lower.

Key words Combustion Cooling Flame tubes

APPLICATION OF DIACTUATOR DISC THEORY TO AERODYNAMIC COMPUTATION OF AXIAL- FLOW FAN WITH SKEWED- SWEPT ROTOR BLADES

Zhong Fangyuan, Wang Jianming, Cai Na, Li Zhong

(*Dept. of Power Machinery Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200030*)

ABSTRACT

In order to spread the advanced technology of aeropropfan, skewed-swept rotor blades are applied to axial flow fan and compressor. The diactuator disc theory model is adopted to calculate the main flow of the skewed-swept rotor blades in such a manner, as all blades forces affect on the first actuator disc, but the radial forces of blades vanish abruptly on the second actuator disc. Then the radial distribution of the boundary layer thickness (wake thickness) on the outlet surface of the rotor blade is taken as aerodynamic and aeroacoustic characteristic vectors. The effects of the secondary flow, endwall boundary layer, blades rotation and skewed-swept regularity (mainly radial forces of blades) are corrected according to plane cascade testing statistical curves. In addition, the results of four calculations demonstrate the effects of the second actuator disc, radial force and corrected outlet flow angle on magnitudes of the calculation results separately. The aerodynamic and acoustic tests show a good agreement of the calculation results with test data.

Key words Blades Blade forces Aerodynamic computations Diactuator disc theory

PROPELLER PERFORMANCE PREDICTION WITH FREE WAKE ANALYSIS METHOD

Chen Zemin and Pan Jieyuan

(*5th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083*)

ABSTRACT

The calculations of propeller performance at different advance ratios have been completed with the free wake analysis method. The wake is divided into near and far regions. In the case of heavy load when the advance ratio of propeller is small, the contraction of wake has large effect on the performance of the propeller. The free wake analysis method takes the wake contraction into account. According to lifting lines for the blade loading distribution, propeller performance calculated shows a good agreement with experimental data.

Key words Aircraft propellers Trailing vortex Lift line theory Performance analysis

HIGH- SPEED CAMERA MEASUREMENT OF A GAS- SOLID TWO- PHASE FLOW IN AN AXIAL- FLOW FAN

Wang Yunliang, Xu Zhong, Miao Yongmiao

(*Dept. of Power, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049*)

ABSTRACT

A high-speed camera is used to measure the motion characteristics of particles in an axial-flow fan. In the experiment the measurements of the motion characteristics of the particles are carried out on three circular surfaces. The employed particles are 1mm diameter foamed plastic spheres. From photo processing some valuable conclusions are drawn as following: (1) In the impeller channel, the concentration of the particles nearby the pressure side is higher, while the suction side is lower. And there is an area where no particle exists. (2) The trajectories of the particles approach to straight lines. Some particles collide with the pressure side and rebound