

桨叶表面压力分布 和螺旋桨性能的升力面算法

北航螺旋桨研究发展中心 陈泽民* 潘杰元

【摘要】 本文提供了一种根据升力面理论计算螺旋桨桨叶表面压力分布和螺旋桨性能的数值方法。这种方法适用于具有任意桨叶数、任意形状的螺旋桨。对两算例的计算结果和实验结果作了比较,符合很好。

关键词: 螺旋桨 升力面

1 前 言

螺旋桨的桨叶表面压力分布对于分析桨叶的应力、预测螺旋桨的噪声等都是必需的。要从实验测量一个旋转的螺旋桨桨叶表面压力分布是极其困难和费时的,有时甚至对于实验数据的可靠性及重复性都成为问题。为此有必要发展求解螺旋桨桨叶表面压力分布及性能的数值计算方法。Kim^[1]通过在螺旋桨中弧面上布涡和面源求得了螺旋桨的压力分布。为了更正确地模拟螺旋桨的流动,Wing^[2]在螺旋桨的上下表面分别布置离散涡系,很好地得到了螺旋桨的性能数据,但在求压力分布时一方面没有正确地求解物面的速度,另一方面把惯性坐标系下的伯努力方程应用到旋转坐标系,因此得到的压力分布是错误的。本文用升力面算法计算了螺旋桨表面的压力分布及螺旋桨性能,并同实验结果作了比较,符合很好。

2 升力面分析及压力系数的确定

我们曾用升力线理论计算了螺旋桨的性能,取得了较好的结果^[3],但是用升力线模型计算螺旋桨性能时受桨叶厚度和弯度较小的限制,同时还受展弦比的限制;升力面分析则不受这些限制。我们在螺旋桨桨叶的上下叶面上分别布置离散的四边形涡环,在每个单元中,涡强为常数。在后缘处,螺旋形马蹄涡从最后一个涡环拖出至无穷远下游。在螺旋桨为轻载的情况下,我们可以近似地假设尾涡无收缩,每一条螺旋马蹄涡线为等螺距和等直径。

把控制点选在四边形 4 个角点的平均点上,因为每个四边形单元都取得较小,所以在实际处理中控制点处的法向可以近似取为涡环单元中两对角向量的叉积。涡环在控制点处的诱导速度用 Biot-Savart 关系式求得。通过在控制点处满足气流平行物面的边界条件,建立一组以涡环强度为变量的线性方程组。求得涡环强度后,再求得展向附着涡中点处的速度,然后根据剖面假设,用 Kutta-Joukowski 关系式求每一附着涡产生的力。由于桨叶展向的相对流动速度比较小,所有弦向附着涡产生的力忽略不计。根据翼型阻力系数和升力系数的实验数据考虑阻

力的影响后,最后可以求得螺旋桨拉力系数 C_T 、功率系数 C_P 和螺旋桨的效率 η 。

假设螺旋桨前进速度为 V_∞ , 旋转角速度为 Ω 。考虑无粘流动, 假设流动是不可压的, 在固连于螺旋桨的非惯性坐标系里的 Bernoulli 方程为

$$\vec{V}_r \cdot \vec{V}_r / 2 + P / \rho - |\vec{\Omega} \times \vec{r}|^2 / 2 = C \quad (1)$$

其中 $\vec{V}_r$ 为相对速度, P 为压强, ρ 为密度, $\vec{r}$ 为流场点的位置矢量, C 为常数。(1) 式仅仅在沿固连非惯性坐标系中的流线或沿平移的惯性坐标系的涡线时才成立。如果进一步假设在惯性坐标系中流动是无旋的, 则(1)式在全流场任意一点都成立。把(1)式应用于流场中一点 (X_c, Y_c, Z_c) 及无穷远来流, 有

$$P + \rho V_r^2 / 2 = P_\infty + \rho V_{\infty r}^2 / 2 \quad (2)$$

其中: $V_r^2 = (u - \Omega X_c)^2 + (v + \Omega Y_c)^2 + (w + V_\infty)^2$, $V_{\infty r}^2 = \Omega^2 (X_c^2 + Y_c^2) + V_\infty^2$, (u, v, w) 为流场点处的诱导速度。在计算中我们取控制点为压力计算点, 参考动压取为 $\rho(\Omega^2 r^2 + V_\infty^2) / 2$, 压力系数可以表示成

$$\bar{p} = (P - P_\infty) / \rho(V_\infty^2 + \Omega^2 r^2 / 2) = (V_{\infty r}^2 - V_r^2) / (V_\infty^2 + \Omega^2 r^2) \quad (3)$$

求物面压力分布的关键在于物面上诱导速度的计算。如果直接由集中涡系求诱导速度, 然后按(3)式求压力分布, 所得的压力分布结果是不对的^[2]。原因在于物面和尾涡面上的涡分布更合理地说应该是连续变化的, 于是在尾涡面的上下存在切向速度的突跃, 而在我们的计算模型中用离散的、各单元上等强度的集中涡系代表螺旋桨。所以在求物面上诱导速度时必须考虑涡面上下切向速度的突跃。此连续分布的涡面在物面上产生的切向诱导速度可以由下式求得

$$\vec{V}_{vs} = -\vec{n} \times (\vec{n} \times \text{grad} \Gamma) / 2 \quad (4)$$

式中 $\vec{n}$ 为物面的外法向单位矢量。在求得 $\vec{V}_{vs}$ 以后, 再加上直接由集中涡系求得的诱导速度, 我们便可以由(3)式计算物面的压力分布。

3 算例与讨论

算例 1: 平底桨型的螺旋桨表面压力计算

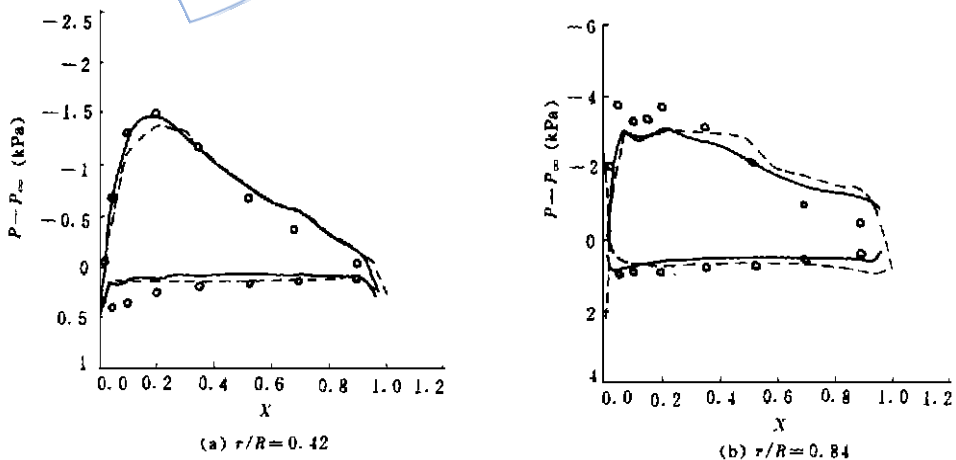


图 1 平底螺旋桨截面压力分布(○实验值, —升力面分析, - - 二维理论)

这是一种两桨叶的螺旋桨, 下叶面为平底, 桨叶的剖面形状及桨叶角分布参见文献[4]。图

1 给出了 $r/R = 0.42, 0.84$ 两个截面在转速 $n = 23 \text{ rpm}$, 螺旋桨前进速度为 $V_\infty = 9.144 \text{ m/s}$ 时的升力面压力分布计算结果与实验结果^[4]。图中的压强为相对于无穷远大气压的相对值, 单位为 Pa。结果表明, 升力面理论计算得到的压力分布结果能很好地同实验结果相符合。

算例 2: 运七 200B 螺旋桨的表面压力计算及性能计算

图 2 给出了运七 200B 螺旋桨在推进比 $J = 0.6$, $\beta_{0.7} = 30^\circ$ 时 $r/R = 0.4939, 0.8857$ 两个截面的压力分布计算结果, 与二维 ARAD 翼型的压力分布曲线^[5]作定性和定量上的比较, 两者是相符的。如果不考虑前面所说的面涡在桨叶表面所诱导的切向速度, 计算得到的表面压力分布很不合理。以其中 $r/R = 0.4939$ 截面为例, 此时得到的结果定性和定量上都不合理(图 3)。

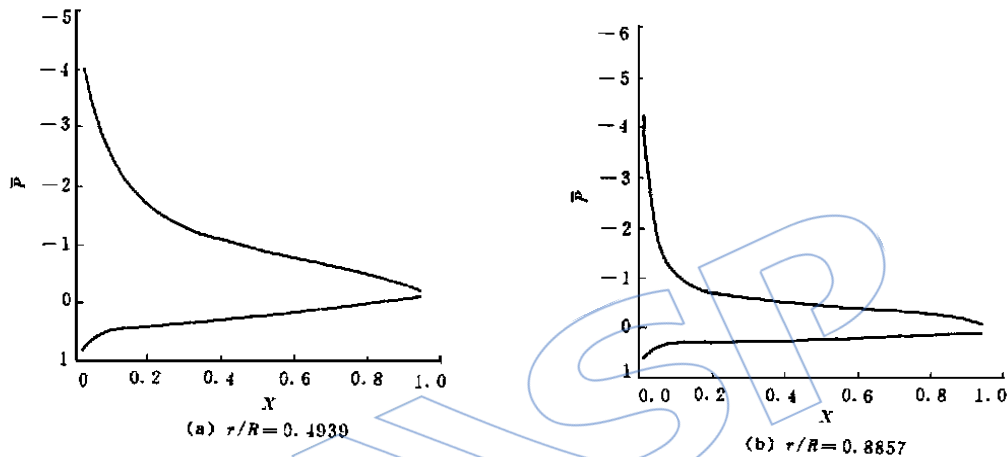


图 2 运七-200B 螺旋桨截面压力分布 ($J = 0.6, \beta_{0.7} = 30^\circ$)

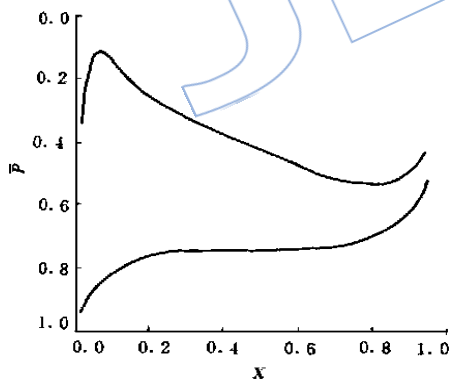


图 3 压力分布(不考虑面涡所诱导的速度)

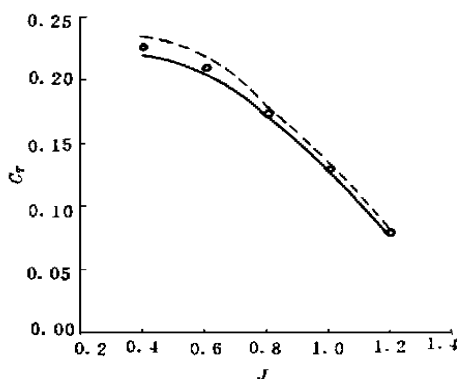


图 4 拉力系数

图 4~6 (○实验值, —升力面分析, —升力线分析) 给出了 $\beta_{0.7} = 30^\circ$ 时的拉力系数 C_T 、功率系数 C_P 及效率 η 的升力面分析计算结果与升力线分析计算结果^[3], 并与实验结果^[6]作了比较。从图可见, 升力面分析的计算结果与升力线分析的计算结果与实验结果相比都符合较好, 相对而言由于升力面分析较好地考虑了厚度与弯度的作用, 结果比升力线分析得到的要好。

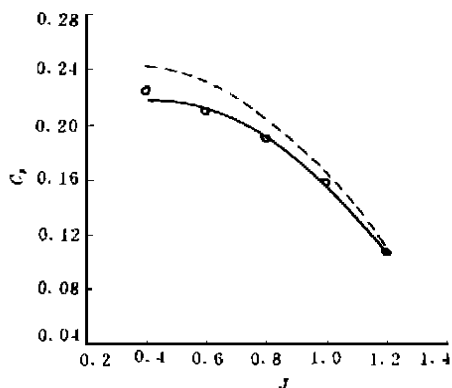


图 5 功率系数

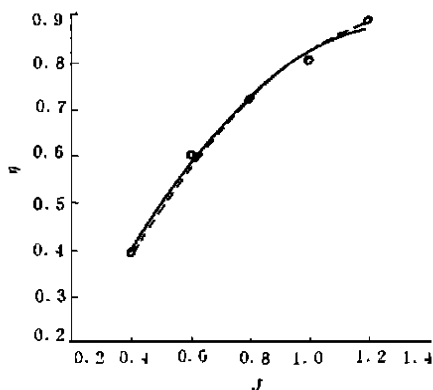


图 6 效率系数

4 结 论

(1) 应用升力面分析可以考虑弯度及厚度的作用, 与实验结果相比, 升力面分析得到的螺旋桨性能计算结果比升力线分析得到的计算结果符合要好。

(2) 应用升力面分析可以较好地求得螺旋桨桨叶表面的压力分布, 如果在计算压力分布时不考虑桨叶表面面涡所诱导的速度, 计算结果则不合理。

参 考 文 献

- 1 Kim K H. Pressure Distribution on Propeller Blade Surface Using Numerical Lifting Surface Theory. AD- A 150885, January, 1985
- 2 Wing C R S. Numerical Prediction of Propeller Performance by Vortex Lattice Method. N88- 12489
- 3 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)
- 4 Fage A, Howard R G. A Consideration of Airscrew Theory in the Light of Data Derivated From An Experimental Investigation of the Distribution of Pressure Over the Entire Surface Over An Airscrew Blade and Also Over Aerofoils of Appropriate Shapes. A. R. C. R&M 681 March 1921
- 5 Bocci A J. A New Series of Aerofoil Sections Suitable for Aircraft Propellers. Aeronautical Quarterly, February 1977
- 6 武家陶, 杨相皋. 运七飞机螺旋桨缩尺模型风动试验. 北京空气动力学研究所科技报告, 1989

(责任编辑 魏星禄)

RESEARCH ON FUNCTION OF 8-SHAPED VORTEX IN OSCILLATORY PROPULSION

Wu Jing and Gao Ge

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

A wave-vortex principle of oscillating propulsion is presented, which is based upon the observation and experimental study of fish's oscillating propulsion. The theoretical analysis shows, that the occurrence and interaction of 8-shaped vortex is the reason for creation of thrust. The experiments accomplished with oscillating stiff blades give a strong heuristic evidence. It is that the discovered 8-shaped vortex possesses behaviour of energy storage. This new principle is of great significance for analysing fish's swimming and designing high efficiency propeller.

PREDICTION OF PROPELLER PRESSURE DISTRIBUTION AND PERFORMANCE BY LIFTING SURFACE THEORY

Chen Zemin and Pan Jieyan

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

A numerical method is presented for prediction of propeller performance and pressure distribution on blade surface according to lifting surface theory. The lifting surface model consists of two layers of constant strength quadrilateral vortex - ring elements covering both surfaces of the blades. The velocity jump across vortex sheet is included in the computation of the pressure distribution. The effect of blade drag has been included in the calculation of propeller performance. Numerical results agree well with experimental data for the considered two propellers.

A TURBULENCE MODEL FOR FILM COOLING RECOVERY REGION

Jiang Tao, Liu Songling, Zhu Huiren

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

It is observed that the normal $k-\epsilon$ turbulence model, which is very popular in computational fluid dynamics, is inapplicable to predicting the film cooling recovery region flow successfully. The reason might be the fact that the profiles of flow parameters are significantly different from those in normal boundary layer due to the blowing and the distance needed for flow returning to the normal boundary layer is too large. A new turbulence model based on Lam-Bremhorst low Reynolds number $k-\epsilon$ turbulence model has been proposed for prediction of the film cooling recovery region. It was found that the constant c_μ and c_1 in the original model should be modified to be functions of coordinates x and y , and the low Reynolds number functions f_μ , f_1 and f_2 should be varied with x and y too. The modified expressions feature that they should be approaching to nonblowing boundary layer when the distance from initial section becomes large enough. Three numerical examples demonstrate the advantages of this new model over the original one for the blowing ratio ranging from 0.4 to 1.0.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF AN END-MODIFIED COMPRESSOR CASCADE

Wu Gouhua, Peng Zeyan, Yan Ming, Ren Liyin

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

A compressor end-modified cascade and its original cascade are compared experimentally to study the three-dimensional flow characteristics at the exit plane of