

螺旋桨性能计算的升力 线与升力面方法*

钟伯文 乔志德

(西北工业大学飞机系, 西安, 710072)

摘 要: 基于改进升力线方法, 编制了螺旋桨升力线方法计算程序, 并以此为基础, 在桨尖外引入一层虚网格和虚控制点; 利用升力线理论中导出的附着涡和自由涡的积分公式, 发展了一种螺旋桨气动性能计算的升力面方法, 该方法具有简洁、方便、实用等特点。用本文发展的升力线和升力面方法对多个螺旋桨算例进行了计算, 计算结果与实验结果符合良好。

主题词: 航空螺旋桨, 气动力计算, 升力线理论, 升力面理论,

分类号: V235.12

THE CALCULATION OF PROPELLER AERODYNAMIC PERFORMANCE BY LIFTING LINE AND LIFTING SURFACE METHOD

Zhong Bowen Qiao Zhide

(Department of Aircraft and Engineering,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072)

Abstract: It is inappropriate to applied classical propeller theories to predict the aerodynamic performance of an advanced turboprop. Sullivan has presented attractive results by using the curved lifting line method. His method has been developed to the lifting surface method (vortex-lattice method), but the calculation is more complicated.

This paper presents a lifting surface method which is based on Sullivan's curved lifting line method. The virtual grid and the virtual control points at the propeller tip are introduced. The integral expressions, which is used in lifting line method to calculate the induced velocities generated by the bound vortices and the helical trailing vortices, can be directly applied to the lifting surface method. This

* 本文 1993 年 11 月 1 日收到

makes the lifting surface method simple and convenient. The lifting line and lifting surface code which is developed by authors are applied to three NACA propeller. The comparison of numerical results with experiment data is presented. The numerical results of the lifting surface method are in good agreement with the experimental data. The present method is very effective for practical engineering applications.

Keywords: Aircraft propeller, Aerodynamic computation, Lifting line theory, Lifting surface theory

1 引言

耗油费在飞机直接营运费(DOC)所占比例自1973年至1986年由24%提高到56%^[1],采取节油技术势在必行。由于螺旋桨作为推进器的涡桨发动机和桨扇发动机具有比涡喷发动机耗油率低,经济性好等特点,自70年代以来,螺旋桨理论和技术的发展研究又重新得到航空工业的普遍重视,美、英、德、法等国先后展开了各自的先进高速螺旋桨(ATP)的全面研究计划^[1,2],研究表明,在低速巡航时螺旋桨的效率可达90%,在巡航 M 数为0.8时先进螺旋桨的效率可达80%,与涡扇相比提高15%至30%^[3]。

传统的螺旋桨计算方法已不能适应高速、高效螺旋桨发展的需要。70年代以来,Sullivan和Chang等人^[4,5],提出了改进的升力线方法,并在此基础上发展了螺旋的升力面方法(涡格法),通过翼型的升阻特性来进行粘性修正,取得了较好的效果。近年来,基于Euler方程和NS方程的螺旋桨数值计算方法也已得到了很大发展,但这些方法计算工作量大,在国内要得到实际应用还有赖于计算机的发展。

本文采用Sullivan等人提出的改进升力线方法,编制了螺旋桨升力线方法计算程序,并在此基础上通过构造虚网格,利用升力线方法中得到的积分公式,发展了一种螺旋桨气动性能计算的升力面计算方法,取得了较好的结果。应用本文的方法对螺旋桨进行了计算,计算结果与实验结果符合良好。

2 螺旋桨的升力线方法

在升力线方法中,把每个螺旋桨桨叶用一条径向为变强度的附着涡代替,附着涡强度的变化引起尾涡拖出并在下游形成一张螺旋涡面,由整个螺旋桨涡系引起的诱导速度用Biot-Savart定理计算,通过在控制点上满足物面边界条件可以确定桨叶上的环量分布。有了环量分布以后,根据Kutta-Jourkowski关系式可以求得每一微段涡元的升力,在考虑截面的阻力以后,便可求得螺旋桨的拉力系数 C_T ,功率系数 C_P 和螺旋桨效率 η 。

2.1 网格划分与尾涡线方程

本文中螺旋桨半径为 R ,桨叶个数为 K ,螺旋桨旋转角速度为 ω ,自由来流速度为 V_∞ ,将附着涡分成 M 段,每段附着涡的强度不变,等强度的尾涡从该段两端点即节点 (XN_i, YN_i, ZN_i) 与 $(XN_{i+1}, YN_{i+1}, ZN_{i+1})$ 处拖出,每条拖出的涡线为等螺距的螺旋线,从而形成螺旋形马蹄涡。螺旋涡线的方程为:

$$x = r \cos \bar{\theta} \quad y = r \sin \bar{\theta} \quad z = V_{\infty} \theta / (\omega R) \quad (1)$$

其中 $\bar{\theta} = \theta + \theta_p = \theta + \frac{2\pi}{K}(\rho - 1)$, $\rho = 1, 2, \dots, K$; r 为螺旋桨径向位置, θ 为旋转角, x 、 y 、 z 为相对于 R 的无量纲量, x 为桨叶的展向, z 为轴向。

附着涡分布在四分之一弦线处, 相同数目的控制点分布在四分之三弦线处。

2.2 诱导速度的计算

强度为 Γ_i 的第 i 个涡元的附着涡及螺旋尾涡对第 j 个控制点 (XC_j, YC_j, ZC_j) 产生的诱导速度分为两个部分。

a. 附着涡产生的诱导速度

第 i 个涡元的附着涡对第 j 个控制点在 x, y, z 轴三个方向产生的诱导速度分量可用以下解析关系式来计算

$$\frac{u_j}{V_{\infty}} = \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_{\infty}} FUB_{ij} \quad \frac{v_j}{V_{\infty}} = \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_{\infty}} FVB_{ij} \quad \frac{w_j}{V_{\infty}} = \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_{\infty}} FWB_{ij} \quad (2)$$

其中

$$FUB_{ij} = [(YL - YC_j)(ZT - ZL) - (ZL - ZC_j)(YT - YL)]I$$

$$FCB_{ij} = [(ZL - ZC_j)(XT - XL) - (XL - XC_j)(ZT - ZL)]I$$

$$FWB_{ij} = [(XL - XC_j)(YT - YL) - (YL - YC_j)(XT - XL)]I$$

$$I = 1/(a \cdot c - b \cdot b)[(a + b)/\sqrt{a + 2b + c} - b\sqrt{c}]$$

$$a = (XT - XL)^2 + (YT - YL)^2 + (ZT - ZL)^2$$

$$b = (XT - XL)(XL - XC_j) + (YT - YL)(YL - YC_j) + (ZT - ZL)(ZL - ZC_j)$$

$$c = (XT - XC_j)^2 + (YT - YC_j)^2 + (ZL - ZC_j)^2$$

对于第 K 个桨叶:

$$XL = \rho_i \cos \bar{\theta} = XN_i \quad YL = \rho_i \sin \bar{\theta} = YN_i \quad ZL = ZN_i$$

$$XT = \rho_{i+1} \cos \bar{\theta} = XN_{i+1} \quad YT = \rho_{i+1} \sin \bar{\theta} = YN_{i+1} \quad ZT = ZN_{i+1}$$

b. 螺旋涡线产生的诱导速度

第 i 条螺旋涡线对第 j 个控制点在 x, y, z 轴三个方向的诱导速度分量为

$$\frac{u_j}{V_{\infty}} = \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_{\infty}} FUH_{ij} \quad \frac{v_j}{V_{\infty}} = \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_{\infty}} FVH_{ij} \quad \frac{w_j}{V_{\infty}} = \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_{\infty}} FWH_{ij} \quad (3)$$

其中

$$FUH_{ij} = \int_0^{\infty} \sum_{p=1}^k \left\{ [V_{\infty}/(\omega R) \cdot [\rho_i \sin \bar{\theta} - r_j \sin \phi_j - (\theta - \frac{Z_j}{V_{\infty}/\omega R}) \rho_i \cos \bar{\theta}]/|\dot{l}|^3 \right\} d\theta$$

$$FVH_{ij} = \int_0^{\infty} \sum_{p=1}^k \left\{ [V_{\infty}/(\omega R) \cdot [-\rho_i \cos \bar{\theta} + r_j \cos \phi_j - (\theta - \frac{Z_j}{V_{\infty}/\omega R}) \rho_i \sin \bar{\theta}]/|\dot{l}|^3 \right\} d\theta$$

$$FWH_{ij} = \int_0^{\infty} \sum_{p=1}^k \left\{ [\rho_i^2 - \rho_i r_j \cos(\bar{\theta} - \phi_j)]/|\dot{l}|^3 \right\} d\theta$$

$$\vec{l} = (X_i - XC_j)\vec{i} + (Y_i - YC_j)\vec{j} + (Z_i - ZC_j)\vec{k}$$

于是, 第 i 条马蹄涡对第 j 个控制点的诱导速度为:

$$\begin{aligned}\frac{u_j}{V_\infty} &= \sum_{i=1}^M \frac{\Gamma_i}{4\pi R U_\infty} (FUH_{i+1,j} - FUH_{ij} + FUB_{ij}) \\ \frac{v_j}{V_\infty} &= \sum_{i=1}^M \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_\infty} (FVH_{i+1,j} - FVH_{ij} + FVB_{ij}) \\ \frac{w_j}{W_\infty} &= \sum_{i=1}^M \frac{\Gamma_i}{4\pi R W_\infty} (FWH_{i+1,j} - FWH_{ij} + FWB_{ij})\end{aligned}\quad (4)$$

2.3 边界条件下环量分布

螺旋桨流场在控制点 (XC_j, YC_j, ZC_j) 满足物面边界条件, 即控制点合速度的法向分量为零。

$$\vec{v}_{cj} \cdot \vec{n}_{cj} = 0 \quad (5)$$

可得:

$$\begin{aligned}\sum_{i=1}^M \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_\infty} [FU_{ij}n_{xj} + FV_{ij}n_{yj} + FW_{ij}n_{zj}] \\ = \omega R / V_\infty \cdot r_j \cdot (\sin\gamma_j \cdot n_{xj} - \cos\gamma_j \cdot n_{yj}) - n_{zj}\end{aligned}\quad (6)$$

在 M 个控制点运用边界条件, 得到 M 个变量的联立方程组。通过求解方程组可求得环量分布 $\frac{\Gamma_i}{4\pi R V_\infty}$ 。

2.4 螺旋桨上的作用力

作用在桨叶第 i 个附着涡元上的升力通过 Kutta-Jourkowski 定理计算

$$\vec{FL} = \rho \vec{V}_i \times d\vec{\Gamma}_i(2s)_i \quad (7)$$

作用在桨叶第 i 个附着涡元上的阻力由下式计算

$$\vec{FD}_i = \frac{\vec{V}_i}{V_i} D = \frac{C_d}{C_l} \rho \Gamma_i(2s)_i \vec{V}_i \quad (8)$$

其中, 阻力系数 C_d 由翼型实验或计算给出。

总作用力为

$$\vec{F}_i = \vec{FL}_i + \vec{FD}_i = F_{xi}\vec{i} + F_{yi}\vec{j} + F_{zi}\vec{k} \quad (9)$$

螺旋桨拉力、扭矩和功率分别为

$$T = -K \sum_{i=1}^M F_{zi} \quad (10)$$

$$Q = K \sum_{i=1}^M (F_{yi} \cos\gamma_i - F_{xi} \sin\gamma_i) \cdot \rho_i \quad (11)$$

$$P = Q\omega \quad (12)$$

于是, 拉力系数, 功率系数和效率便可分别由以下公式得到

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad \eta = J \frac{C_T}{C_P} \quad (13)$$

3 螺旋桨的升力面方法

升力线方法对桨叶较厚弯度较大的螺旋桨计算准确度较差,而且不能预报桨叶表面的压力分布,采用升力面方法,可较好地解决这些问题。

螺旋桨的升力面方法是通过在桨叶中弧面上沿展向和弦向划分网格、并在这些网格上分布四边形涡环,四边形涡环的展向附着涡位于该网格的四分之一弦长处,而弦向附着涡位于网格线上,控制点在中间四分之三弦长处,在螺旋桨后缘马蹄涡从最后一个涡元上拖出并延伸到下游无穷远,形成螺旋形尾涡。

本文为了使升力线理论中附着涡和自由涡的积分公式可直接运用于升力面理论,在桨尖网格外构造一排沿弦向的虚网格,在虚网格上构造了强度为零虚涡环和对应的虚控制点。

3.1 网格划分

本文中弦向划分成 n 个网格,展向划分成 $m-1$ 个网格,在桨尖网格外构造一排沿弦向的虚网格,共 $m \times n$ 个网格,对四边形涡环和控制点从 1 到 mn 连续编号。

3.2 四边形涡环诱导速度

第 i 个四边形涡环对控制点 j 的诱导速度为

$$\frac{u_j}{V_\infty} = \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_\infty} F U_{ij} \quad \frac{v_j}{V_\infty} = \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_\infty} F V_{ij} \quad \frac{w_j}{V_\infty} = \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_\infty} F W_{ij} \quad (14)$$

式中

$$\begin{aligned} F U_{ij} &= (F U B_{ij})_{\text{展向}} - (F U B_{i+m,j})_{\text{展向}} - (F U B_{ij})_{\text{弦向}} + (F U B_{i+1,j})_{\text{弦向}} \\ F V_{ij} &= (F V B_{ij})_{\text{展向}} - (F V B_{i+m,j})_{\text{展向}} - (F V B_{ij})_{\text{弦向}} + (F V B_{i+1,j})_{\text{弦向}} \\ F W_{ij} &= (F W B_{ij})_{\text{展向}} - (F W B_{i+m,j})_{\text{展向}} - (F W B_{ij})_{\text{弦向}} + (F W B_{i+1,j})_{\text{弦向}} \end{aligned}$$

其中 $i = 1, 2, \dots, m(n-1); j = 1, 2, \dots, mn$

展向影响系数当 i 和 j 为 m 的倍数时影响系数取零值,弦向影响系数当 j 为 m 的倍数时取零值。上述展向和弦向附着涡的影响系数计算方法与前述升力线方法一致。

3.3 马蹄涡诱导速度

第 i 个马蹄涡对控制点 j 的诱导速度同样由 (14) 式给出,式中

$$\begin{aligned} F U_{ij} &= F U H_{i+1,j} - F U H_{ij} + (F U B_{ij})_{\text{展向}} \\ F V_{ij} &= F V H_{i+1,j} - F V H_{ij} + (F V B_{ij})_{\text{展向}} \\ F W_{ij} &= F W H_{i+1,j} - F W H_{ij} + (F W B_{ij})_{\text{展向}} \\ i &= m(n-1) + 1, \dots, mn; \quad j = 1, 2, \dots, mn \end{aligned}$$

$F U H_{ij}, F V H_{ij}, F W H_{ij}$ 是螺旋涡线 i 对控制点 j 的影响系数, j 为 m 的倍数时取零值,计算方法与升力线方法相同。

于是,控制点 j 的诱导速度由所有四边形涡环和马蹄涡诱导产生。

3.4 边界条件、环量分布及螺旋桨上的作用力

在所有的实控制点上应用物面边界条件 $\vec{V}_{c_j} \cdot \vec{n}_{c_j} = 0$, 得 $(m-1)n$ 个方程。求解主方程组

得 $(m-1)n$ 个环量 $\frac{\Gamma_i}{4\pi RV_\infty}$ 。螺旋桨上的作用力的计算方法与升力线方法类似。

4 算例与讨论

根据上述方法,本文对 NACA6623-A, NACA6623-D 及 NACA4-(3)(08)45=0 螺旋桨进行了计算。

算例一: NACA6623-A 螺旋桨,选自文献 [6],桨叶几何特征为:桨叶数=3,桨叶直径=3.048m,前进速度=50m/s,桨叶 0.75 半径处螺距角=25°,翼型为 NACA4400,本文对其在前进比分别为 0.4, 0.6, 0.9, 1.0, 1.2 时的气动特性用升力线方法和升力面方法进行了计算,结果见图 1~3,计算结果表明升力面方法的计算结果与实验结果符合较好。

算例二: NACA6623-D 螺旋桨,选自文献 [6],该桨除翼型与前例 NACA6623-A 螺旋桨不一样的以外,其余几何参数完全相同。显然本例用升力线方法进行计算结果将与前例相同。但由图 1~3 可以看出采用升力面方法的计算结果反映了本例翼型的弯度较前例大,同时也反映了弯度对螺旋桨性能的影响。

算例三: NACA4-(3)(08)-045 螺旋桨,选自文献 [7],该桨采用了 NACA16 系列翼型,桨叶数=2,桨叶直径=3.048m,前进速度 $0.35a_0$, a_0 为音速,桨叶 0.75 半径处螺距角=45°,计算结果见图 4~6,可以看出,计算结果与实验结果的基本趋势相同,但吻合程度较前二例差一些。

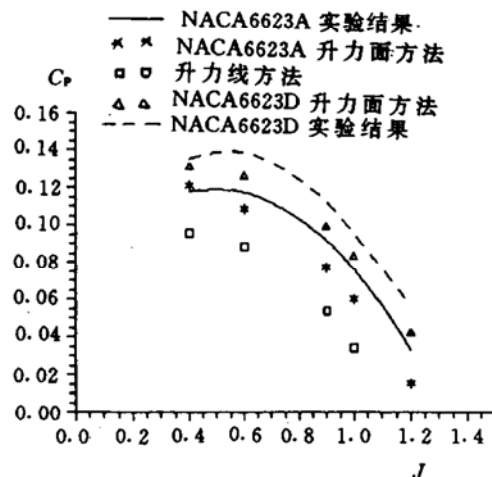
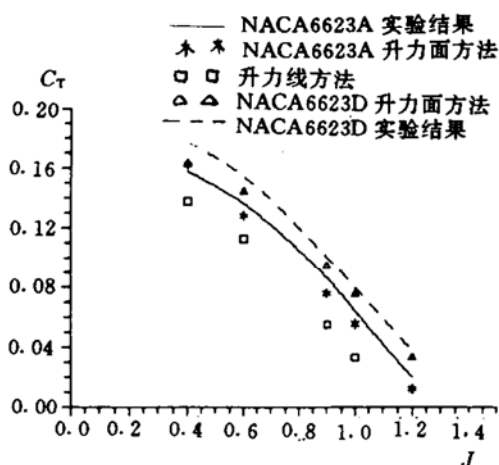


图1 NACA6623A 和 NACA6623D 桨的拉力系数

图2 NACA6623A 和 NACA6623D 桨的功率系数

5 结论与展望

(1) 本文采用 Sullivan 等人提出的改进升力线方法,编制了螺旋桨的升力方法计算程序,并在此基础上,发展了一种螺旋桨的气动性能计算的升力面方法,该方法具有简洁、方便、实用等特点。计算表明本文发展的升力线与升力面方法,计算结果与实验结果吻合良好,为工程型号螺旋桨气动性能的预报与设计提供了一个实用的程序。

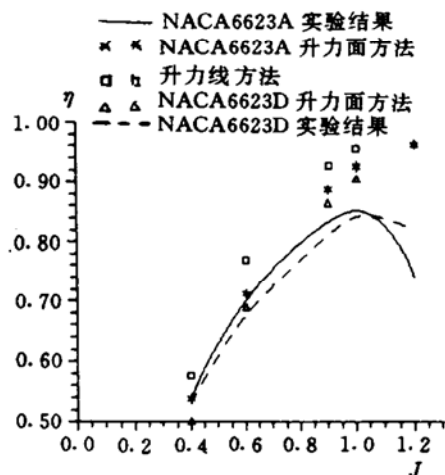


图3 NACA6623A 和 NACA6623D 桨的效率

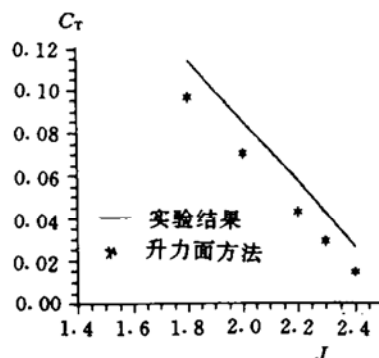


图4 NACA4-(3)(08)-045 桨的拉力系数

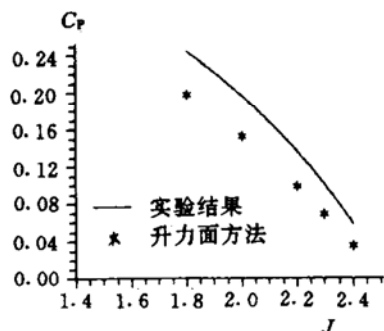


图5 NACA4-(3)(08)-045 桨的功率系数

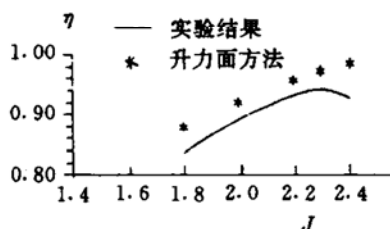


图6 NACA4-(3)(08)-045 桨的效率

(2) 在本文发展的升力面程序的基础上,如通过翼型升阻特性进行粘性修正,用 Prandtl-Glauert 相似律进行可压缩性修正以及考虑尾流收缩、表面布涡等措施,可望获得更为准确的计算结果,改进工作在进行中。当然,要准确的计算螺旋桨流场,应发展用能够计及有旋流的 Euler 方程和完全 NS 方程进行计算的方法和程序。

参 考 文 献

- [1] Ziemianski J A, Whitlow J B Jr. Industry Advanced Turboprop Technology Program. ICAS-88-06
- [2] Bass R M, Davis G M. A Review of Some Recent U. K. Propeller Developments. AIAA-85-1261
- [3] Kobayakawa M, Onuma H. Propeller Aerodynamic Performance by Vortex-Lattice Method. J Aircraft, 1985, 22 (8)
- [4] Sullivan J P. The Effect of Blade Sweep on Propeller Performame. AIAA77-716
- [5] 陈泽民, 潘杰元. 一种计算螺旋桨性能的高效升力线方法. 航空动力学报, 1991, 6 (4)
- [6] Biermann D, Hartman E P. The Aerodynamic Characteristics of Six Full-Scale Propellers Having Different Airfoil Sections. NACA 650, 1939
- [7] Stack J, Draley E C, Delano J B. Inverstigation of the NACA 4-(3)(08)-03 and NACA 4-(3)(08)-045 Two-Balde Propellers at Forward Mach Numbers to 0.725 to Determine the Effects of Compressibility and Solidity on Performance. NACA 999, 1950