

# 用螺桨-吊舱相关法设计和分析桨扇

北京航空航天大学 朱年国 陈矛章 刘导治

## 摘 要

本文用螺桨-吊舱相关分析法对桨扇进行设计和分析。用曲线升力线代表桨叶,并且考虑吊舱存在的影响;方法采用尾迹位于流面上的假定。对叶尖段进行跨音修正,对根部应用叶栅最佳损失攻角加以考虑。设计和分析的结果与文献[2]的计算和试验结果作部分比较,证明了本法的合理性和有效性,可以应用于桨扇的初步设计和性能分析中。

## 一、螺桨-吊舱相关分析法的主要特点

本分析法是升力线法<sup>[1,2]</sup>的一种,其主要特点是:用曲线升力线代表后掠桨叶的形状,考虑吊舱和叶片堵塞引起的流场干扰,且认为涡面位于流面上,从而涡面既可以在轴向以不等距运动,又可在径向伸缩,此外还适当考虑涡系之间的相互作用。

为考虑吊舱的存在以及尾迹涡面在径向的伸缩和轴向的不等速运动,认为涡丝跟随流体微团一起在流面上运动,且没有耗散。若干条涡丝是通过对叶片上边界涡脱出的连续涡面的适当离散得到,因而可以得到图1所示的尾迹模型。整个涡系由叶片上的固着涡及其脱出的若干条自由涡丝组成。

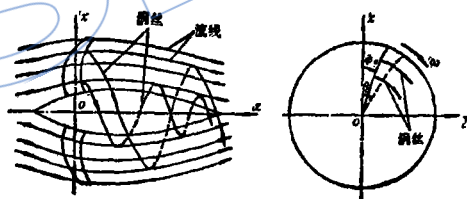


图1 尾迹模型

升力线法就是通过计算整个涡系在叶片平(曲)面(常取在1/4弦长处)上的诱导速度得出整个流场。其主要困难是尾迹涡丝的强度和运动轨迹是边界涡强度及其扰动速度场的函数。可认为整个流场的速度分布是初始速度场( $v_{x0}, v_{y0}, v_{z0}$ )和诱导速度场( $v'_x, v'_y, v'_z$ )互相干扰稳定后迭加得到,即  $V_x = v_{x0} + v'_x, V_y = v_{y0} + v'_y, V_z = v_{z0} + v'_z$

1. 初场的计算 初场的计算认为吊舱是轴对称的,叶片不作功,但考虑叶片的堵塞。用流线曲率法<sup>[3]</sup>的基本思想经过改进,用于计算绕吊舱的流场。主方程可简化为下式,其中  $m, l$  分别是流线和计算站方向,  $\phi$  为流线倾角,  $\gamma$  为计算站倾角,  $r_c$  为流线的子午曲率半径。

$$v_m dv_m / dl = \sin(\phi + \gamma) v_m dv_m / d_m + \cos(\phi + \gamma) v_m^2 / r_c \quad (2)$$

由于螺桨与常规压气机的不同,自由流边界条件一般应取在约十倍桨叶半径处,而径向计算量的加大,需要很好地处理流线的数目和精度的关系。本文采用了内段使用主方程外段使用插值的分段算法。用上述方法即可得到桨扇的进口流场和流面的分布。

2. 诱导流场的计算 诱导速度应是整个涡系在某一点的诱导速度总和。某一叶片上的

边界涡及其脱散出的自由涡在控制点*j*引起的诱导速度分量可用Biot-Savart定律得到:

$$(v'_x)_j = \sum_{i=1}^N \frac{G_i}{4\pi} FU_{i,j}, \quad (v'_y)_j = \sum_{i=1}^N \frac{G_i}{4\pi} FV_{i,j}, \quad (v'_z)_j = \sum_{i=1}^N \frac{G_i}{4\pi} FW_{i,j}, \quad (3)$$

其中*N*为边界涡微段数,  $G_i$ 为对应微段的边界涡强,  $FU$ ,  $FV$ ,  $FW$ 是三个坐标方向的总影响系数值, 它由自由涡丝的影响系数 ( $FUH$ ,  $FVH$ ,  $FWH$ ) 和边界涡的影响系数 ( $FUB$ ,  $FVB$ ,  $FWB$ ) 得到, 即

$$\left. \begin{aligned} FU_{i,j} &= FUH_{i+1,j} - FUH_{i,j} + FUB_{i+1,j} \\ FV_{i,j} &= FVH_{i+1,j} - FVH_{i,j} + FVB_{i+1,j} \\ FW_{i,j} &= FWH_{i+1,j} - FWH_{i,j} + FWB_{i+1,j} \end{aligned} \right\} 1 \leq i, i \leq N \quad (4)$$

设  $\omega = \omega_0 + \omega'$ ,  $R$  为涡点与控制点的距离。下标“*r*”表示径向, “*a*”为轴向 (图2a), 则

$$\begin{aligned} FUH_{i,j} &= \int_{\varphi_0}^{\infty} [(V_r \sin \theta + \omega r \cos \theta)(z_1 - z_i) - V_a(y_1 - y_i)] d\theta / \omega R^3 \\ FVH_{i,j} &= \int_{\varphi_0}^{\infty} [V_a(x_1 - x_i) - (V_r \cos \theta - \omega r \sin \theta)(z_1 - z_i)] d\theta / \omega R^3 \\ FWH_{i,j} &= \int_{\varphi_0}^{\infty} [V_r \cos \theta - \omega r \sin \theta](y_1 - y_i) - (V_r \sin \theta + \omega r \cos \theta)(x_1 - x_i)] d\theta / \omega R^3 \end{aligned} \quad (5)$$

$$\left. \begin{aligned} FUB_{i,j} &= I[(y_L - y_i)(z_T - z_L) - (y_T - y_L)(z_L - z_i)] / Rd \\ FVB_{i,j} &= I[(x_T - x_L)(z_L - z_i) - (x_L - x_i)(z_T - z_L)] / Rd \\ FWB_{i,j} &= I[(x_L - x_i)(y_T - y_L) - (x_T - x_L)(y_L - y_i)] Rd \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

式中:

$$\begin{aligned} I &= (c \cdot \cos \alpha_1 - a) / b - (a^2 + c^2 - b^2) / 2ac \\ d^2 &= [(y_T - y_L)(z_1 - z_L) - (y_1 - y_L)(z_T - z_L)]^2 + [(x_1 - x_L)(z_T - z_L) \\ &\quad - (x_T - x_L)(z_1 - z_L)]^2 + [(x_T - x_L)(y_1 - y_L) - (x_1 - x_L)(y_T - y_L)]^2 \end{aligned}$$

由上面的公式可以发现, 影响系数的计算中包含速度场本身, 因而整个过程需要不断调整初场和扰动场迭加和与扰动场之间的值, 因而需要迭代。

对于设计问题, 给出叶片上的环量 ( $G_i$ ) 分布形式。对于分析问题, 要加入边界条件, 即认为整个涡系在控制点 (常取在 3/4 弦长处) 的合成速度与该点相切 (图2b):

$$\vec{V} \cdot \nabla f = 0, \quad \nabla f = (f_x) \vec{i} + (f_y) \vec{j} + (f_z) \vec{k} \quad (7)$$

$$\left. \begin{aligned} \sum_{i=1}^N (G_i / 4\pi) [FU_{i,j}(f_x)_j + FV_{i,j}(f_y)_j + FW_{i,j}(f_z)_j] &= RHS \\ RHS &= -[(v_{r0} \cos \theta - \omega_0 r \sin \theta)(f_x)_j + (v_{r0} \sin \theta + \omega_0 r \cos \theta)(f_y)_j + v_{a0}(f_z)_j] \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

$j, i = 1, 2, \dots, N$ , 故方程 (8) 是封闭的。

已知叶片上的环量分布, 可根据叶型试验数据或Joukowski定律求出桨扇的性能, 本文采用后者。文献(3)证明了Joukowski定律在可压流中的有效性。力的三个分量为:

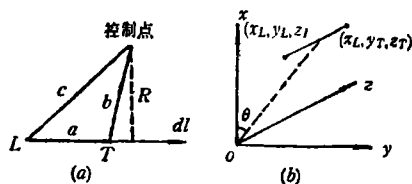


图 2 边界涡的位置

$$\begin{aligned}
 F_x &= \rho G_i [(v'_y + v_{r0} \sin \theta + \omega_0 r \cos \theta)(z_T - z_L) - (v_{a0} + v'_z)(y_T - y_L)] \\
 F_y &= \rho G_i [(v_{a0} + v'_z)(x_T - x_L) - (v'_x + v_{r0} \cos \theta - \omega_0 r \sin \theta)(z_T - z_L)] \\
 F_z &= \rho G_i [(v'_x + v_{r0} \cos \theta - \omega_0 r \sin \theta)(y_T - y_L) - (v_y + v_{r0} \sin \theta + \omega_0 r \cos \theta)(x_T - x_L)] \\
 \text{推力 } F &= -F_z, \text{ 周向力 } T = F_y \cos \theta - F_x \sin \theta
 \end{aligned}$$

## 二、叶片阻力及其修正

由于实际流动中存在阻力, 对于桨扇还需进行可压缩性损失及叶栅影响的修正。本文目前使用以经验公式为主并以适量的试验数据作为修正的基础。

叶型阻力  $C_x$  = 最小阻力  $C_{x_{min}}$  + 升致阻力  $C_{xi}$

$C_{x_{min}}$  = 粘性阻力  $C_{xp}$  + 厚度波阻  $C_{xB}$  + 弯扭阻力  $C_{xw}$

$C_{xi} = A(C_y - C_{ysj})^2$ ;  $A$ ——升致阻力系数。

利用戈尔泰法则、修正可压缩性损失到  $Ma_\infty = 0.5$ ,

即:  $A_{可压} = A_{不可压} / \sqrt{1 - Ma_\infty^2}$ ,  $Ma_\infty$  为法向有效  $Ma$  数

$C_{y可压} = C_{y不可压} / \sqrt{1 - Ma_\infty^2}$ ,  $C_y$  为升力系数

$C_y = A(\alpha - \alpha_{sj}) + C_{ysj}$ ,  $\alpha$  为攻角,  $s_j$  为设计值

为考虑根部大稠度影响, 最低损失攻角采用叶栅的计算方法<sup>[4]</sup>。当来流有效  $Ma$  数超过叶型的临界  $Ma$  数时, 考虑波阻  $C_w$  的修正:  $C_w = B(Ma_\infty - Ma_{cr})^3$ ,  $B = 11 \sim 13$  为一经验常数, 此处  $Ma_\infty - Ma_{cr} \leq 0.15$ 。叶型  $Ma_{cr}$  的计算参看文献<sup>[6]</sup>。

## 三、计算结果分析和讨论

1. **设计问题** 选定叶片的平面形状、后掠角分布以及最有利攻角分布。攻角的选择是影响设计效率的重要因素。给定环量分布形式、设计点工况和功率系数  $C_p$  (也即规定了轴功率), 即可通过迭代达到所需功率系数及其它性能参数和桨叶角的分布值, 且可进行造型。

本法还给出叶片造型程序。中弧线采用 NACA-16 系列或圆弧中弧线, 厚度分布采用 NACA 16 或 NACA65 系列基本厚度叶型, 且可分段使用不同的中弧线和厚度分布形式, 以适应桨扇叶片的造型, 造型在柱面上进行<sup>[6]</sup>。

本文设计算例主要用于证明设计程序的合理可用性, 选用参数与 SR-3<sup>[1]</sup> 的值相同, 设计  $Ma$  数为 0.8, 前进比  $J = 3.06$ 。采用某一环量分布形式, 得到  $dC_p/dx$  和  $dC_T/dx$  的比较如图 3 所示。相对折转角 (以 0.75R 处的值为参考值) 的比较如图 4 所示。曲线在叶尖段的明显偏离, 其重要原因是攻角和环量的非量优化分布, 同样也造成设计效率的下降。由于本文尚未引入优化过程, 所以没有进行人为优化, 可以肯定对环量和攻角的优化能提高该程序精度<sup>[7]</sup>。

2. **分析问题** 对分析问题给出叶片的平面形状, 后掠角分布以及相对折转角。选定前进比  $J$ ,  $M_\infty$  和桨叶角 ( $\beta_{0.75R}$ ), 即可得到一组对应的性能参数  $C_p$  和  $C_T$  (拉力系数)。图 5 示出了  $C_p$  和效率  $\eta$  随桨叶角的变化及其同文献<sup>[1]</sup>中实验值和用 H444 方法计算值的比较。对设计点, 本文结果更接近于实验值。可见本文结果与试验值和 H444 方向具有相比拟的程度。

3. **讨论** 通过以上的比较可见: 本方法是初步合理和有效的。针对程序的不足, 还应从以下几方面进行改进。

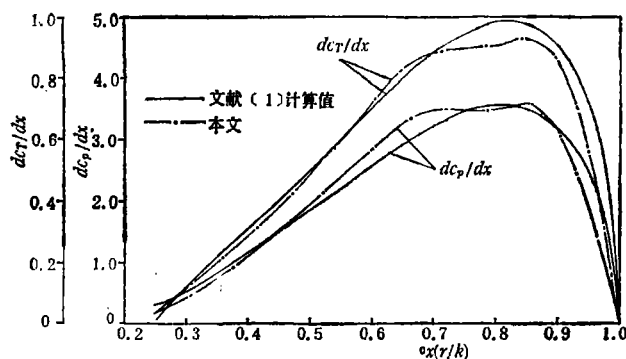


图3 功率系数 $dC_p/dx$ 和拉力系数 $dG/dx$ 的分布, ( $J=3.06$ ,  $C_p=1.69$ ,  $Ma=0.80$ ,  $\eta=81.2\%$ 文献〔1〕计算值,  $\eta=77.9\%$ 本文计算值,  $\eta=78.2\%$ 文献〔1〕试验值)

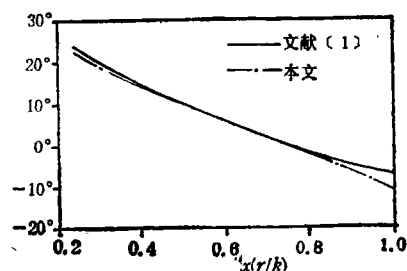


图4 叶片相对折转角分布(均为设计值)

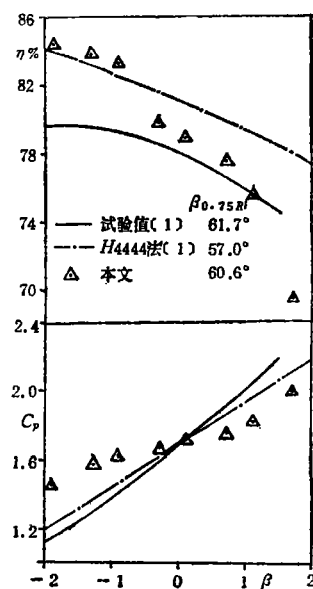


图5 功率系数 $C_p$ 和效率 $\eta$ 随桨叶角 $\beta$ 的变化( $J=3.06$ ,  $Ma=0.80$ )

(1) 当偏离设计点较远时, 由于试验数据的可用性降低, 精度变差。因而建立丰富的叶型试验数据, 对于精确设计和分析桨扇至关重要。

(2) 对于设计问题, 由于环量和攻角分布对性的影响极大, 因而在轴功率不变的情况下, 引入优化过程, 才能体现桨扇整体设计的特点〔5〕。

(3) 对于桨扇的跨音问题以及在叶尖的高度三维性, 本方法尚不够有效, 因而需要改进。由于桨扇的复杂性, 众多的因素需要考虑, 这正是桨扇设计和分析的困难所在。

#### 参 考 文 献

- 〔1〕 Rohrbach, C., Metzger, F.B., Black, D.M., Laiden, R.M., "Evaluation of Wind Tunnel Performance Testing of an Advanced 45° Swept Eight-Bladed Propeller at Mach Number From 0.45 to 0.85", NASA CR-3505, 1982.
- 〔2〕 Bober, L. J. and Mitchell, G.A., "Summary of Advanced Methods for Predicting High Speed Propeller Performance," AIAA 82-0225, Jan. 1980.
- 〔3〕 Loitsianskii, L.G., "Generalization of Joukowski Formula to An Airfoil of A Cascade in Compressible Gas Stream with Subsonic Velocities", NACA TM-1304, 1951.
- 〔4〕 Johnson, I. and Bullock, R., "Aerodynamic Design of Axial Flow Compressors", NASA SP-36, 1965.
- 〔5〕 朱年国, 陈矛章, "桨扇设计中的气动和声学优化", 航空动力学报, 第2卷, 第4期, 1987.

and the changes of characteristics in main flow region may be a vital factor to improve the engine performance. A comparative study of several end-bend patterns shows that the character of redistribution differs for each from other. It is important to choose the end-bend pattern suitable for the specific compressor.

## APPLICATION OF AN ARTIFICIAL DENSITY SCHEME OF POTENTIAL STREAM FUNCTION METHOD TO DESIGN OF AIRFOIL

Liu Bo

*(Northwestern Polytechnical University)*

### Abstract

A potential stream function method is applied to designing transonic airfoils. The flowfield is computed by solving the full potential equations with the aid of a relaxation method. An artificial density scheme has been developed to replace the type related scheme. As compared with the latter, the artificial density scheme employs an identical scheme in whole field and converges steadily. Numerical results show that this method is applicable to initial designing of compressor airfoils and provides a better approximation of the actual conditions by taking into account the effect of the axial-velocity-ratio.

## PROFAN DESIGN BY PROPELLER-NACELLE INTERACTION ANALYSIS

Zhu Nianguo, Chen Maozhang, Niu Daozhi

*(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)*

### Abstract

A propeller-nacelle interaction analysis has been developed in this paper as a kind of lifting line analysis. It represents the blades by curved lifting lines, taking into consideration the blade sweep and the effect of the nacelle on the propfan flowfield. The wake model assumes that the vortex filaments occur along stream surfaces. Some corrections have been made to transonic portion of the blade and large solidity cascade portion at hub. Comparison of the results of the design and analysis with those given in references show the method is feasible and effective. Aspects of its improvement are also discussed.