

低速风洞和桨叶气流的理论计算和实验研究

郭金基 张应元 谢耀康

(中山大学应用力学与工程系, 广州 510275)

摘要 从建立低速轴流风洞气流的贝努里能量方程出发, 根据轴流风机的叶栅理论和相对运动的流体方程, 求出经过桨叶的气流的全压力. 应用翼型特性曲线, 得到气体动力学参数和通过一系列的风洞试验测定气流的阻力系数. 应用上述的方程和实验数据, 可以计算风洞的压力、流量和功率, 理论计算与实验结果基本相符. 文中还指出风洞桨叶的安装角严重地影响气体动力学参数和风机的功率. 最后给出算例.

关键词 风洞, 桨叶, 全压力, 功率, 气体动力学参数, 安装角

分类号 TB12

低速轴流风洞是海洋浮标风速仪、机翼模型和建筑模型的空气动力学性能研究和测量的重要装置. 关于轴流风洞和叶栅理论研究^[1,2]虽已有较长时间, 但由于气流经过风洞管道和风叶流动的复杂性, 至今未见完整的压力、流量和功率的计算公式. 本文较完整导出轴流风洞的全压力、流量和功率的表达式.

1 轴流风洞的压力、流量和功率的计算

轴流风洞结构如图 1 所示, 由电机驱动轴流风机为动力, 使气流进入蜂窝器、阻尼网, 经过收缩段进入第一工作段, 经扩压段进入第二工作段再经过扩压段的阻尼网、整流罩, 流经风机排出到大气中去. 由于风洞的气流速度小于 90 m/s, 流体可以看作不可压缩的, 假设气流是定常的, 一维流动. 风洞气流入口处选取 1-1 截面, 经过扩压段、第二工作

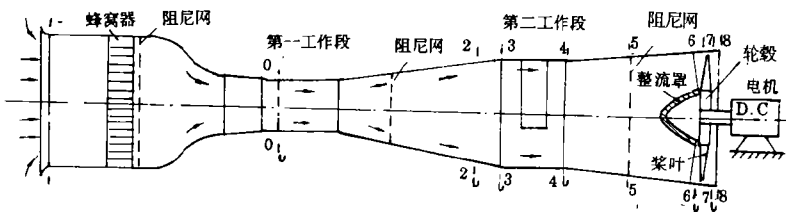


图 1 轴流风洞示意图

Fig. 1 The signal figure of the axis fluid wind tunnel

收稿日期: 1994-10-10

段到风机桨叶前依次选取 2-2 至 6-6 截面,实际气流应满足的贝努里能量方程为

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = P_6 + \frac{1}{2}\rho V_6^2 + \sum_{j=1}^6 K_j \left(\frac{1}{2}\rho V_6^2\right) \quad (1)$$

式中, ρ 为气体的密度; P_1, P_6 及 V_1, V_6 分别为在 1-1, 6-6 截面上气流的压力和速度; K_j 相应为 1-1 至 6-6 截面气流的阻力损失系数. (1) 式右边第三项记为 ΔH_{16} 称为轴流风机吸入段损失的能量.

从 6-6 截面到轴流风机, 经过风洞出口 8-8 截面, 气流流动实际应满足如下贝努里能量方程

$$P_6 + \frac{1}{2}\rho V_6^2 + H = P_8 + \frac{1}{2}\rho V_8^2 + K_{68} \left(\frac{1}{2}\rho V_8^2\right) \quad (2)$$

式中, H 为轴流风机气流的全压力(依靠风机的动力获得能量); P_8, V_8 分别为流经 8-8 截面上的气流的压力和速度; K_{68} 为压风段(6-6 至 8-8 截面)能量损失系数. (2) 式右边第三项记为 ΔH_{68} , 称为压风段的能量损失.

根据图 1 气流的流动, 采用毕托管和微压计实测第一、二工作段 1-1 至 6-6 截面和 6-6 至 8-8 截面的风速和压力, 可以测定各截面的局部阻力和沿程阻力损失系数并折算到 6-6 或 8-8 截面上去, 从而确定 K_j 值, 进而计算 ΔH_{16} 和 ΔH_{68} 值.

由于轴流风洞入口及出口处与大气相通, 由 $P_1 = P_8 = P_a$ (大气压力), 同时 6-6 截面与出口 8-8 截面直径基本相同, 故 $V_6 \approx V_8$, 由此联立(1), (2)式可得

$$H = \left(\sum_{j=1}^6 K_j + K_{68} + 1\right) \cdot \left(\frac{1}{2}\rho V_6^2\right) - \frac{1}{2}\rho V_1^2 \quad (3)$$

轴流风机对气流所作的功率为

$$N = H \cdot Q \quad (4)$$

式中, Q 为轴流风机的流量.

设电机对轴流风机输出的功率为 \bar{N} , 则

$$\eta^* = N / \bar{N} \quad (5)$$

式中, η^* 定义为轴流风机的效率.

2 轴流风机的叶栅理论

轴流风机是依据叶栅理论进行设计计算的^[2,3], 通常沿一定的半径 r 上截取叶片的剖面, 然后将所得的剖面展开得出的图形, 称为叶栅图(见图 2). 按不同的半径截取的叶栅, 将具有不同的圆周速度. 叶栅中的各翼剖面的作用, 可用环量 Γ_i 的涡代替, 其环量值表示为

$$\Gamma_i = \frac{1}{2} C_y B_i V_{m_i} \quad (6)$$

式中, C_y 为叶栅翼型的升力系数; B_i 为 $i-i$ 剖面翼宽; V_{m_i} 为与翼外弦成 α 角的气流相对速度; i 依照选取的翼剖面数目编号, 若取 5 个翼剖面则 $i=1, 2, \dots, 5$.

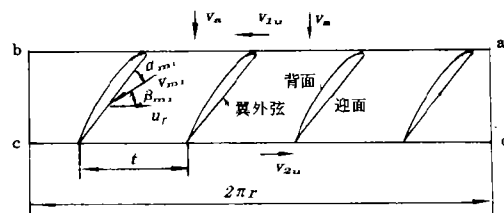


图 2 轴流风机的叶栅图

Fig. 2 The vanes pale figuxe of the axis wind mechine

风机由 Z 支叶片组成, 因此风机的总环量应为

$$\Gamma_e = Z \cdot \Gamma_{ei} = \frac{1}{2} C_y Z B_i V_m \quad (6')$$

根据叶栅图, 绕翼栅的总环量又可用下式计算

$$\Gamma_e = 2\pi r \cdot \Delta V u \quad (7)$$

式中, $\Delta V u$ 为气流在翼栅出口处环向投影速度 V_{2u} 与入口处环向投影速度 V_{1u} 之差.

在使用公式(6)时, 由于翼栅中气流相对速度 V_m 均发生变化, 给计算带来一定困难, 这里引入茹可夫斯基的理论^[3,4], 用等值的相对速度 V_m 代替变化的速度 V_m 进行计算.

根据风机叶片气流相对运动的贝努里方程, 风机的气流理论全压力 H_T 与流量 Q 的关系可用下式表示:

$$H_T = \frac{\eta \rho Z B_i C_y}{120 \sin \beta_m F_{60}} Q \quad (8)$$

式中, n 为电机的转速 (R, ρ, m), $F_{60} = \frac{\pi}{4} D^2 (1 - \bar{d}^2)$, D 为叶轮外径, 近似用 6-6 截面上风洞直径代替, \bar{d} 为轮毂比.

3 实际气流的全压力、流量和功率的计算

(8)式全压力与流量的关系是未考虑阻力损失情况下导出的. 然而, 实际气流的流动与翼栅相互作用产生迎面阻力, 必然造成全压力的下降. 设风机实际的全压力记为 H , 它与理想全压力 H_T 的关系为

$$H = \eta H_T \quad (9)$$

式中, η 称为全叶栅的水力效率.

全叶栅水力效率 η 依赖于选择的翼型, 当地的雷诺数 Re_t 及气冲角. 选取 pope 翼型 "E" 经过一系列的实验, 确定翼型特性曲线, 如图 3 所示^[3]. 根据翼型特性曲线确定升力系数 C_y 和曳力系数 C_x , 再根据桨叶所在的 $i-i$ 截面直径 D 及轮毂直径 d_0 , 算出轮毂比 $\bar{d} = d_0/D$; 并按给出的栅距 t 可以算出曳力修正系数 C_x' , 进行计算水力效率 η .

若考虑 6-6 截面, 将(8)代入(9)可得实际气流的全压力与流量的关系式, 为

$$H = \eta \frac{n \rho Z B_i C_y}{120 \sin \beta_m F_{60}} \cdot Q \quad (10)$$

从风洞管路经过轴流风机的贝努里能量方程, 导出实际气流的全压力 H 的表达式(3), 它与(10)式所表示的全压力 H 应该全等. 又因 $V_6 = Q/F_{60}$, $V_1 = Q/F_1$ (式中 F_1 为风洞入口处的面积), 将它们代入(3)式, 可得

$$H = \frac{1}{2} \rho \left[\left(\sum_{j=1}^6 K_j + K_{68} + 1 \right) - \left(\frac{F_{60}}{F_1} \right)^2 \right] Q^2 / F_{60}^2 \quad (11)$$

再与(10)式联立, 消去 H 可得风洞流量 Q 的计算公式

$$Q = \eta \frac{n Z B_i \cdot C_y F_{60}}{60 \sin \beta_m \left[\left(\sum_{j=1}^6 K_j + K_{68} + 1 \right) - \left(\frac{F_{60}}{F_1} \right)^2 \right]} \quad (12)$$

求出流量 Q 后, 代入(10)或(11)式可算出风洞气流的全压力 H .

由(4)式定义风洞气流的功率,将(11)及(12)式代入可得

$$N = \eta \frac{\rho n Z B i C_y}{120 \sin \beta_{m_i}} \cdot \frac{Q^2}{F_{60}} \quad (13)$$

(13)式为风洞气流的功率计算公式。

4 算例、实验测试及应用

在应用公式(10)~(13)时,通常给出桨叶的几何尺寸 $r=R$ 剖面($i-i$ 剖面)的翼宽 B_i 和长度 L ,选择好翼型,决定气冲角 α_{m_i} 和相对气流角 β_{m_i} 进行计算;它们还与风洞的轮毂直径、轮毂比、桨叶的数目,风机的转速、风洞的几何尺寸,翼型的气动力学特性曲线和各截面的气流阻力损失系数有关。以下给出实用的算例:

例 1 轴流风洞风机的桨叶系用 pope 翼型 E , 叶片宽度 $B_5=0.081\text{m}$ ($r=0.6\text{m}$); $\alpha_{m_5}=11^\circ 12'$; $\beta_{m_5}=11^\circ 30'$; $Z=12$; 风机转速 $n=1500\text{r/min}$; 空气密度 $\rho=1.232\text{kg/m}^3$; 风洞的几何尺寸 $D_1=D_6$; $D_6=1.208\text{m}$; $\bar{d}=0.5098$, 试计算风洞流体的流量 Q , 全压力 H 及功率 N 。

计算过程如下:

依据选用 pope 翼型 E , 已知 $\alpha_{m_5}=11^\circ 12'$ (气流冲角), 查图 3 翼型气体动力学参数特性曲线确定 $C_y=1.2$, 水力效率 η 参考文[4]给出 Howell 的近似计算式, 再由图 3 查找 C_x 和决定其修正值, 从而近似计算出 $\eta = \frac{1}{1.08}$ 。由(8)式算得 $F_{60}=0.84823\text{m}^2$ 。

根据风洞的沿程及局部阻力试验, 可得阻力损失系数为 $\sum_{j=1}^6 K_j + K_{68} = 8.445$; 已知 $n=1500$, $\sin \beta_{m_5} = \sin 11^\circ 30' = 0.19937$ 。

将以上各值代入(12)式得

$$Q = \frac{1}{1.08} \cdot \frac{1500 \times 12 \times 0.081 \times 1.2 \times 0.84823}{60 \times 0.19937 \times 8.445} = 13.602 (\text{m}^3/\text{s})$$

再将以上各值及 Q 值代入(10)及(13)式可得:

$$H = 1338.2 \text{ Pa}, \quad N = 17.856 \text{ kW}$$

依据算出的流量 Q 折算在第一工作段的气流速度 $V_0=69.26\text{m/s}$, 与采用毕托管测量得到的气流速度 $V_0=67.25\text{m/s}$ 比较, 误差为 2.9%。依据(10)或(11)式算出的全压力 $H=1338.2\text{Pa}$ 与用 U 形测压管在 7-7 截面测定获得的驻点压力 $H=1261.8\text{Pa}$, 误差为 5.7%。理论计算与实验数据基本相符。

风机桨叶 $i-i$ 剖面的翼外弦与环向夹角 α_i (见图 2, $\alpha_i = \alpha_{m_i} + \beta_{m_i}$) 称为安装角。本文选

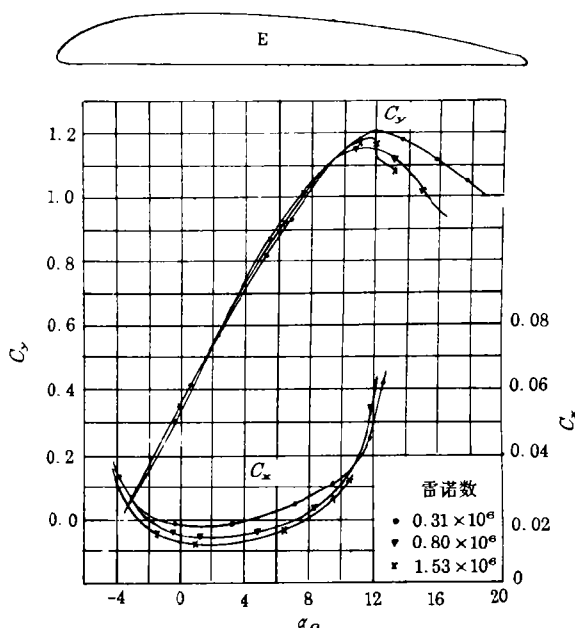


图 3 翼型气体动力学参数的特性曲线

Fig. 3 The characteristic curve of air hinetics parameter of the wing sections

取 2-2 剖面的 α_{22} 为基准, 取 $22^\circ 42'$, $25^\circ 42'$, $28^\circ 42'$ 和 $31^\circ 42'$, 实测风洞第一工作段的风速 V_0 及沿程和局部阻力系数 ($\sum_{j=1}^6 K_j + K_{68}$), 实测 7-7 截面全压力 H , 并测量电机的驱动功率 \bar{N} , 进而算出风机的效率. 同时依据给出的数据, 按例 1 计算的步骤, 由 (12) (10) 及 (13) 式分别计算出风洞的流量 Q , 全压力 H 和功率 N (见表 1).

表 1 桨叶不同的安装角对风洞的流量、全压力和功率的影响

Tab. 1 The influence of different fixing angle of the wing section on the total pressure, flow and power efficiency of the wind tunnel

α_{2-2}	$22^\circ 42'$	$25^\circ 42'$	$28^\circ 42'$	$31^\circ 42'$
按(18)式计算 Q (m^3/s)	13.602	13.373	12.405	11.578
按(16)式计算 H (Pa)	1338.2	1293.5	1112.95	969.48
按(19)式计算 N (kW)	17.856	16.969	13.543	10.918
实测 Q (m^3/s)	13.205	13.366	13.031	12.673
实测 H (Pa)	1261.8	1292.1	1228.2	1161.5
按实测值代入(5)式计算的 N (kW)	16.337	16.942	15.70	14.44
实测电机功率 \bar{N} (kW)	20.776	23.22	26.35	30.175
风机效率 η^* ($=N/\bar{N}$)%	78.6	72.96	59.58	47.85

从表 1 可以看出: 风机桨叶的安装角对轴流风机的流量、全压力和功率影响较大, 当 α_{22} 选取在 $22^\circ 42' \sim 25^\circ 42'$ 之间时按本文 (10) ~ (13) 式计算风洞的流量, 全压力与实测数据的最大误差小于 6%, 风机的效率较高. 但当 α_{22} 角度增大, 按 (10) ~ (13) 式计算的风洞流量、全压力显著降低, 与实测数据的误差增大. 例如, 当 $\alpha = 28^\circ 42'$, $31^\circ 42'$ 时最大误差分别为 9.38% 和 16.53%, 电机功率消耗明显增加, 风机效率急剧下降. 分析其原因, 主要是由于随着 α_{22} 角度的增加, 相应气冲角增大, 气流通过桨叶逐渐出现脱体现象, 以致引入叶栅理论气流的环量计算及茹可夫斯基等值速度的假设与实际流动差距较大造成的. 也由于气流绕流的脱体局部产生旋涡大量损失能量, 造成风机效率迅速下降. 在实用上提出了设计可调的桨叶安装角, 选取最佳的角度, 使风机效率最高的问题.

国家海洋计量站为满足风速传感器检定精度的需要, 拟对我们实验室原有风洞设备进行技术改造, 要求工作段最大风速从原有的 36m/s 提高到 60m/s 以上, 流场保持稳定 (风速误差小于 2%) 与均匀 (围绕中心 70% 面积内均匀度 98%). 为此, 必须对原有风洞的动力系统、洞体进行改造, 重新设计轴流风机的桨叶. 按照本文所建立的计算公式, 不仅适用于原风洞的流量、全压力和功率的计算^[3], 而且可以作为新风洞设计计算的依据.

按新设计的图纸经过加工、安装调试后, 于 1992 年 5 月由国家海洋局科技处主持, 组织专家现场测试鉴定: “全部技术指标均达到并超过原合同的要求, 填补了我国航标风速传感器在高速段测试的空白”.

轴流风洞除应用于海洋浮标风速传感器气动性能的测试外, 还可以用于低速飞行器如直升机各翼型剖面空气动力学性能的试验, 用于新型建筑物结构承受强风风载的气动力学的测试等, 用途广泛, 具有较高的实用价值.

参 考 文 献

- 1 Alan Pope, John J Harper. Low-Speed Wind tunnel testing. John Wiley & Sons, Inc. 1984. 11~66
- 2 周漠仁. 流体力学泵与风机. 北京:中国建筑工业出版社,1980. 315~316
- 3 郭金基,张应元,谢耀康等. 直流风洞风机系统流量和压力的设计计算. 机械开发, 1992, 2:13~17
- 4 白铭声等. 流体力学与流体机械. 北京:煤炭工业出版社,1980. 238~239

A Testing Study and Theoretical Computation of the Air Flow Concerning Low-speed Wind Tunnel and Wing Sections

*Guo Jinji * Zhang Yingyuan Xie Yaokang*

Abstract This paper presents the theoretical computation of the air flow of the low-speed wind tunnel and wing sections. The Bernoulli energy equation of air flow of the axis fluid wind tunnel is established. Based on the Vanes pale theory of the axis wind machine and relatively movement air flow equation, we found the total pressure of the fluid pass through wing sections. Applying to the characteristic curve of wing model, the parameter of air kinetics of the vanes is obtained. Through a series of experiments conducted on wind tunnel, the resistance coefficients of the air fluid has been found. By applying above equations and experimental data, the total pressure, flow and power efficiency of the wind tunnel are calculated here; and they almost coincide. The paper points out how the fixing angle of the wing sections can greatly influence the kinetics parameters and power efficiency of the wind machine in the wind tunnel. Some examples are presented.

Keywords wind tunnel, wing section, total pressure, power efficiency, parameter of air kinetics, fixing angle

* Department of Applied Mechanics and Engineering, Zhongshan University, Guangzhou 510275