

升力面方法在冲压空气涡轮性能 计算中的应用

北京航空航天大学 张剑锋* 刘思永

【摘要】 应用现代螺旋桨升力面元方法计算冲压空气涡轮的气动性能, 叶片采用单层涡模型, 尾涡采用与 Goldstein 假设一致的刚性尾涡, 将螺旋马蹄尾涡视为开口涡环以便于编程。对一个模型冲压空气涡轮作数值计算, 在小负荷和较大负荷工况下风能利用系数均与实验值符合的较好, 涡元控制点的诱导速度和环量分布合理。

主题词: 冲压空气涡轮 性能分析 升力面
分类号: TB115

1 引言

冲压空气涡轮的性能计算过去基本限于动量—叶素理论^[1,2], 因不满足大展弦比条件, 计算值偏高。文献[3]采用了现代螺旋桨的改进升力线的方法, 并且在叶片模化上采用附着马蹄涡, 强迫尾涡从中弧面上滑过, 籍以考虑宽弦和大扭度比的影响。该方法主要是考虑展向环量的变化, 而假定弦向环量不变, 是一种简化的升力面法。升力面方法与升力线方法相比不存在展弦比和扭度比的限制, 可计算弦向环量分布, 单元划分规模适中, 计算量不大, 计算精度可以接受, 且具备一定的三维流场模拟能力。尽管存在求解全位流或欧拉方程得到流场, 进而计算性能的途径, 但计算量较大, 也未考虑粘性效应, 仅从亚音流动的冲压空气涡轮性能计算考虑, 升力面方法能兼顾计算精度、宽度和经济实用性要求, 是较好的工程计算模型。风力涡轮领域 Kocurek 87 年发表过升力面算法^[4], 但国内缺乏文献收藏, 因此本文尝试将航空螺旋桨的升力面方法应用于冲压空气涡轮性能计算, 并探讨了与螺旋桨应用上的差异。

2 升力面方法

升力面方法将叶片用沿展向和弦向分布的涡环代替, 叶片较厚时可在上下翼面分别布涡, 即双层涡模型, 叶片较薄时则在中弧面上布涡, 即单层涡模型。尾缘处因环量守恒拽出半无穷马蹄尾涡。尾涡采用与 Goldstein 假设一致的等径等距的刚性尾涡即为半无穷螺旋马蹄涡模型。当涡环尺寸较小时控制点可认为

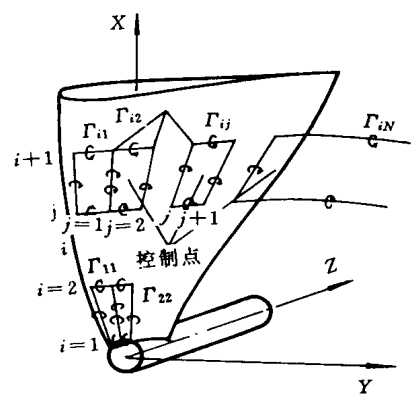


图 1 冲压空气涡轮单层涡模型

分布在涡环平面上,其法向亦可取为该涡环平面的法向。本文采用的单层涡模型及坐标系可见图 1。文献[5]曾使用升力面法计算运七螺旋桨性能,对尾涡计算亦作高效近似处理。有关计算公式和符号说明可见文献[3, 5, 6]。

采用 Biot-Savart 定理求诱导速度。假定叶片上共布有 M 个涡环,排序从前缘到尾缘,从叶根到叶尖。第 i 个环量为 Γ_i 的附着涡环对第 j 个控制点的诱导速度系数包括涡环顺时针排序 4 个涡段的影响系数:

$$\begin{aligned}FU_{ij} &= FUB1_{ij} + FUB2_{ij} + FUB3_{ij} + FUB4_{ij} \\FV_{ij} &= FVB1_{ij} + FVB2_{ij} + FVB3_{ij} + FVB4_{ij} \\FW_{ij} &= FWB1_{ij} + FWB2_{ij} + FWB3_{ij} + FWB4_{ij}\end{aligned}\quad (1)$$

其中的 $FUB1$ 、 $FUB2$ 、 $FUB3$ 、 $FUB4$ 是附着涡段编号,左边展向涡段为起始。当单层涡环处于尾缘时,考虑到尾缘处的半无穷螺旋马蹄尾涡可以视为开口涡环,为便于编程,可简便地将两根尾涡的影响系数取为虚拟的第叁根附着涡影响系数:

$$\begin{aligned}FUB3_{ij} &= FUH_{i+1,j} - FUH_{i,j}, \quad FVB3_{ij} = FVH_{i+1,j} - FVH_{i,j} \\FWB3_{ij} &= FWH_{i+1,j} - FWH_{i,j}\end{aligned}\quad (2)$$

在法向为 $\vec{n} = (n_{xj}, n_{yj}, n_{zj})$ 的控制点 (X_{cj}, Y_{cj}, Z_{cj}) 上应满足无粘滑移边界条件:

$$\sum_{i=1}^M \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_\infty} (FU_{ij} \cdot n_{xj} + FV_{ij} \cdot n_{yj} + FW_{ij} \cdot n_{zj}) = \frac{\omega R Y_{cj}}{V_\infty} \cdot n_{xj} - \frac{\omega R Y_{cj}}{V_\infty} \cdot n_{yj} + n_{zj} \quad (3)$$

求解该代数方程组可得环量,可再求得诱导速度分布。

涡环受力由 Kutta-Joukowski 定理求得,鉴于涡环弦向涡段的受力与展向涡段的受力相比是出个小的量级,涡环可简化为展向涡段,其环量计算公式在前缘和非前缘不同^[7],涡环性能计算简化为展向涡段性能计算,则冲压空气涡轮的风能利用系数:

$$\begin{aligned}C_p &= \sum_{i=1}^M 8\lambda \frac{\Gamma_i}{4\pi R V_\infty} \left\{ Y_i \left[(Z_{i+1} - Z_i) V_{si} - (Y_{i+1} - Y_i) W_{si} + \frac{C_d}{C_L} U_{si} \Delta S \right] \right. \\&\quad \left. - X_i \left[(X_{i+1} - X_i) W_{si} - (Z_{i+1} - Z_i) U_{si} + \frac{C_d}{C_L} U_{si} \Delta S \right] \right\}\end{aligned}\quad (4)$$

其中 (X_i, Y_i, Z_i) 是展向涡段中点坐标, (U_{si}, V_{si}, W_{si}) 是合成速度, λ 是尖速比, C_L 、 C_d 是翼型实验升阻力系数。该风能利用系数计算公式已附加粘性阻力修正。

3 算例及讨论

采用文献[6]的一个模型冲压空气涡轮算例。该模型为双叶片,ARA-D 高速螺旋桨翼型,半径 $R = 0.317$ m, 转速 $n = 5000 - 7000$ r/min, 并且已在 $3\text{ m} \times 3\text{ m}$ 的

低速风洞作过实验。取叶片矩角 $\beta = 45$ 和 72 两个工况作计算。叶片划分为 6×11 涡元,即弦向 6 个涡元而展向 11 个涡元。尾涡则用与 Goldstein 假设一致的等径等距的刚性尾涡。计算结果图 2 为两个工况的风能利用系数 C_p (图 2 中, $\triangle$ 升力面法, ∇ 实验, $\circ$ 升力线法), 图 3、

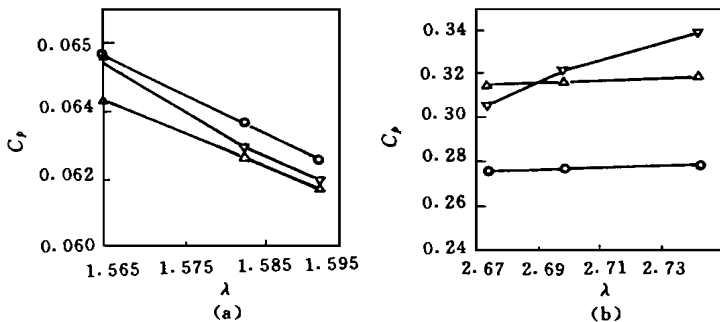


图 2 $C_p \sim \lambda$ 曲线 (a) 距角 $\beta = 45^\circ$ (b) 距角 $\beta = 72^\circ$

图 4 分别为序号 1、3、5 的弦向涡元的环量和风能利用系数的径向分布, 图 5 为 0.7 半径处诱导速度分布。其中 C_p 有实验对比, 为便于比较, 也附加了局部改进升力线算法^[3]的计算结果, 其余作为定量说明。

图 2 是 $\beta = 45^\circ$ 和 72° 时(图 3 和 4 中— $\beta = 45^\circ$; - - - $\beta = 72^\circ$)的 $C_p \sim \lambda$, 可见在小负荷工况和较大负荷工况升力面算法均与实验符合得较好, 比局部改进的升力线法有更好的精度。尾涡膨胀在尖速比不很大或者来流速度不很低时对性能计算的影响有限, 这明显不同于螺旋桨的起飞状态, 对于中等展弦比的冲压空气涡轮叶片而言, 叶片模化对性能计算影响较大, 这是升力面结合刚性圆柱尾涡有较好精度的原因。

图 3、图 4 分别是 $\beta = 45^\circ$ 和 72° 时弦向第 1、3、5 叁个涡元($\triangle$ 1, ∇ 3, $\circ$ 5)的环量和涡元风能利用系数 C_{pi} 沿半径的变化: 环量为负值, 与螺旋桨相反, 基本趋势是叶根和叶尖环量绝对值低, 中间高, C_{pi} 分布与环量相近, 明显可见 0.75R 附近是主要承载区域, 在负荷增大时环量绝对值和 C_{pi} 增大, 前缘涡元在叶尖区环量为正值及 C_{pi} 为负值, 表明该区域处于螺桨状态。

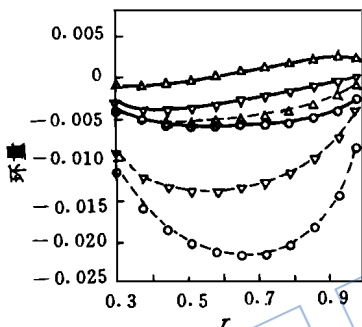


图 3 环量 $\Gamma_i / 4\pi r V_\infty \sim r$

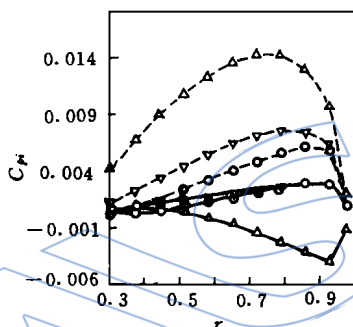


图 4 涡元 $C_{pi} \sim r$

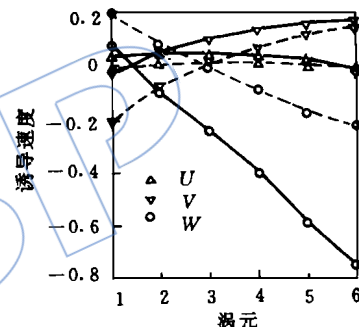


图 5 诱导速度~弦向

图 5 是 0.7 叶片半径截面的诱导速度(图 5 中— $\beta = 45^\circ$; - - - $\beta = 72^\circ$), 3 个方向的诱导速度基本有两个量级, 其中径向诱导速度 u 是小量级的, 3 个诱导速度分布趋势与已有螺旋桨文献^[7]相反, 与其各自的工作原理是相符的。径向诱导速度 w 在大负荷大距角时增大, 则与该工况环量和风能利用系数增大是一致的。

结论 (1) 航空螺旋桨升力面方法可以用于冲压空气涡轮性能计算。(2) 在升力面方法应用于冲压空气涡轮时, 刚性圆柱尾涡用于小负荷工况和较大负荷工况时精度均可接受。

参 考 文 献

- 1 Morris P W. Ram Air Turbine. Aircra., Eng'g, 1973, 45(4): 24
- 2 赵臻, 有迎角时冲压空气涡轮气动性能计算, 南京航空航天大学, N2910590, 1990
- 3 张剑锋, 刘思永, 冲压空气涡轮性能的局部改进升力线算法, 北京航空航天大学学报, 1997, 22(4) (已录用)
- 4 Kocurek D. Lifting Surface Performance Analysis for Horizontal Axis Wind Turbine. SERI/STR 217- 3163, 1987
- 5 陈泽民, 潘杰元. 桨叶表面压力分布和螺旋桨性能的升力面算法. 航空动力学报, 1993, 8: 333
- 6 张剑锋. 冲压空气涡轮特性研究: [学位论文]. 北京航空航天大学, 1996
- 7 Wing Cheung R S. Numerical Prediction of Propeller Performance by Vortex Lattice Method. N88- 12489, 1988

3D TURBULENT FLOW AT COMPRESSOR ROTOR EXIT UNDER DIFFERENT FLOW CONDITIONS

Ma Hongwei and Jiang Haokang

(4th Dept. *Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing* 100083)

ABSTRACT

Detailed measurements of three-dimensional turbulent flow field at the exit of an axial flow single-stage compressor rotor were made under different conditions. The flow structures were surveyed with both hot-wire probe and high frequency pressure probe. Under the design condition, substantial blockage, loss and turbulence mainly emerge in the tip mid-passage, in the wake and the corner between the suction surface and the hub, and the tip leakage vortex exists in the mid-passage at the exit. When the mass flow reduces, the flow becomes more turbulent. As a result, flow mixing is more, and the leakage vortex is far away from the suction surface, that leads to more substantial blockage, loss and turbulence in the tip region. Under the near stall condition, the radial migration of the blade suction surface boundary layer and the tangential migration of the endwall flow play a more important role in the flow field of the passage.

Key Words Compressors Rotors Vortex Turbulent flow

APPLICATION OF LIFTING SURFACE METHOD TO RAM AIR TURBINE PERFORMANCE CALCULATION

Zhang Jianfeng and Liu Siyong

(4th Dept. *Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing* 100083)

ABSTRACT

The modern propeller lifting surface method has been applied to calculating the performance of Ram Air Turbine, and a single layer vortex model is adapted to the blade, the wake is modeled to rigid cylinder wake coincided with Goldstein hypothesis. A numerical calculation for a model of Ram Air Turbine shows a good agreement of the coefficient of wind power utilization with its experimental data at both small and large loading. The distributions of induced velocities and circulation are reasonable.

Key Words Ram air turbines Lifting Surface performance analysis

A LIMITED DOMAIN SEARCHING METHOD FOR SOLUTION OF NONLINEAR MATHEMATICAL MODEL FOR TURBOFAN ENGINE

Li Songling and Sun Jianguo

(2nd Dept. *Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing* 210016)

Li Jianming and Tang Shijian

(*Gas Turbine Institute, Xingdu* 610050)

ABSTRACT

An algorithm is developed based on the N - R (Newton - Raphson) iteration method to solve the nonlinear mathematical model of turbofan engine. It enhances the ability to search for the nonlinear equation solutions within a limited domain, which is designated around the initial guess of solution and covers the genuine solution. Three iteration factors defined in this algorithm can be automatically readjusted by programming. Accordingly, the least times of iteration and corresponding optimum iteration factors