

双激盘理论及其在轴流式弯掠动叶栅 气动计算中的应用

上海交通大学 钟芳源* 王建民 蔡娜 李中

【摘要】轴流式弯掠动叶栅对主气流作用有一个不容忽视的径向分力。为此本文提出“双激盘理论”及相应的一套计算方法,其中包括阻力系数及出口气流角值沿径分布的修正,用来进行低速低负荷轴流式弯掠(即必须计及叶片径向分力影响的)风扇的设计和性能估计。用一个弯掠动叶和一个非弯掠动叶的风扇进行验证性试验,结果表明:计算与实测值吻合甚好。

主题词: 双激盘理论 弯掠叶片 叶片径向力 轴流动叶

分类号: V 232.4

1 前言

从大量的研究报告^[1]可以看出,弯掠叶片将成为航空螺旋桨、风扇发展的主要方向。而且,移植航空先进技术,在轴流压气机和风扇中采用弯掠叶片也逐渐为叶轮机学术和工程界所重视,并愈来愈引起人们的广泛兴趣^[2]。在轴流风扇和压气机中,弯掠叶片可以分为周向(沿转子旋转方向)^[2]和轴向(沿主流方向)^[3]两大类。当然,还可以是周—轴向兼有的弯掠叶片^[4]。按工程惯例,我们命顺旋转或逆主流方向为“前”,逆旋转或顺主流方向为“后”。此外,为了区分周向和轴向的弯掠,并沿用叶轮机的常用术语,我们称“周向弯掠”叶片为周向弯叶片(简称“弯”叶片),而轴向的则仍沿用航空术语,称做轴向掠叶片(简称“掠”叶片)。两者统称为弯掠叶片。

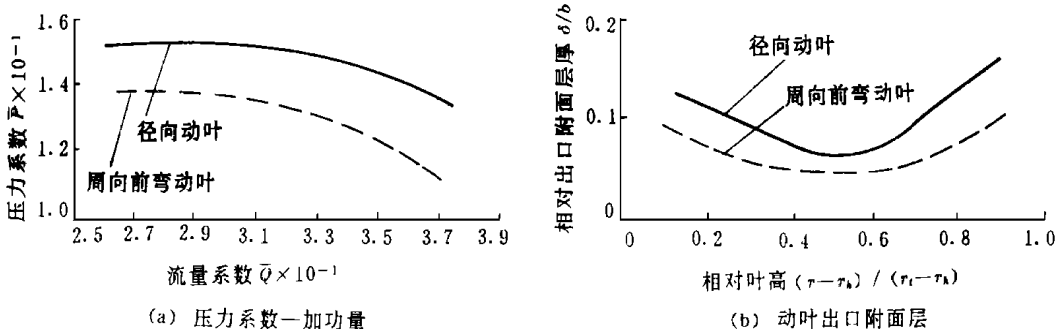


图1 周向前弯对轴流风扇动叶栅气动性能的影响

弯掠叶片的采用必会使轴流叶片对主气流作用有一个不容忽略的径向分力(相对于周向和轴

向分力而言), 同时也会使沿动叶片叶型表面附面层中低速气流承受着由其离心力所产生的垂直于叶型表面的分力; 前者必将直接影响主流流动(包括流线位置、加功量等), 而后者则必将改变叶片(型)出口附面层厚度, 它将直接决定叶片气动效率及气动噪声值。图 1 示出在相同半径上具有相同叶型几何参数的两个轴流风扇动叶栅(一个是非弯掠叶片, 我们也常叫它为“径向”叶片, 另一个是周向前弯叶片)的压力~流量和沿径向的出口附面层厚度变化的实测结果^[5]。从该图可以清楚看出, 周向前弯动叶的加功量和出口附面层厚度值的明显减少, 而后者正是弯掠动叶气动效率增加和气动噪声降低的主要原因。

弯掠叶片径向分力对轴流风扇(压气机)主流流动的影响必须正确地予以估计。但是, 目前还没有一种简单、明了、实用、可靠的工程计算方法可以用来进行这类的气动计算。

2 双激盘理论模型及其基本方程

对于常规的径向(非弯掠)叶片的低速、低负荷轴流风扇的工程计算方法来说, 轴向间隙站(即叶片进出口截面)的计算已能满足要求, 而且还往往容许忽略流线曲率项和斜率项对径向平衡所产生的影响。于是, 曾广泛应用的激盘理论模型至今仍可在这类风扇中有效地采用。但是, 对于弯掠叶片来说, 激盘模型是无法直接应用的(无论是全部计及或完全不计径向力的影响, 两者结果均将与实际值相差甚远, 参看本文图 5)。首先, 径向分力必将与周向和轴向分力一起, 共同影响决定弯掠动叶的加功量(由流线位置、流速、气流转折角等所决定), 从而也必将影响其流动损失值。因此, 第一激盘的建立应该是不成问题的。其次, 周向和轴向力作用在气流上的结果是使离开叶片以后的气流产生转折和加减速; 而径向力对气流的作用, 一旦离开弯掠动叶(即在叶片以后的轴向间隙中)必将随之消失。这个径向力作用的消失可以用第二激盘来表示。这就是我们提出“双激盘”理论模型(图 2)的依据。

为了简化计算目的, 本文还进一步假设在第一激盘中, 不仅是周向、轴向和径向力全部参与做功, 而且还集中了弯掠叶片的全部气流损失; 而在第二激盘上则仅仅是在加功量不变和无气流损失条件下释放径向力。此外, 从激盘计算结果来说, 激盘的轴向确切位置并不重要, 只要在叶片进出口截面 1 与 2 之间即可。在本文中, 选择第一激盘的轴向位置是在叶型重心联线的旋转面上, 而第二激盘则放置在出口截面 2 上(详见图 2 和图 3)。

在低 Ma 数、轴对称及不计粘性力的假设条件, 计及叶片径向力 F_r 影响的气体径向平衡方程是

$$(1/\rho)(\partial p/\partial r) = (V_u^2/r) - F_r \quad (1)$$

这里叶片径向作用力 F_r 是以指向轮毂方向为正值。

将热力学第二定律的径向分量式和相对滞止转子焓 I_w^* 的公式代入式(1), 再引用速度三角形的关系式, 最后即可推导出“双激盘”理论计算用的基本方程

$$\frac{\partial I_w}{\partial r} = \left[2u \operatorname{ctg} \beta - \operatorname{ctg} \beta \frac{\partial \operatorname{ctg} \beta}{\partial r} W_z - \frac{W_z \operatorname{ctg}^2 \beta}{r} \right] \sin^2 \beta + \left[F_r + \frac{\partial I_w^*}{\partial r} - T \frac{\partial s}{\partial r} \right] \frac{\sin^2 \beta}{W_z} \quad (2)$$

在计算时, 第一激盘的出口气流参数是按进出口滞止转子焓相等 $I_{w1}^* = I_{w2}^*$ 的条件, 按照由叶片结构和气流参数所确定的叶片作用力(参看图 3), 并在选定出口气流角 β_2 以后, 即可由式(2)(连同连续方程和气体状态方程)求出。对第二激盘, 其进口参数就等于第一激盘的出口参数, 而其出口参数则可按加功量不变的条件, 令叶片径向力 F_r 等于零以后, 由式(2)求出。

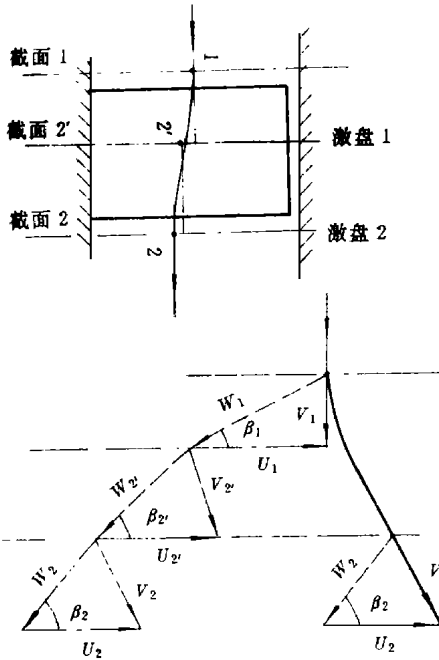


图 2 双激盘理论模型

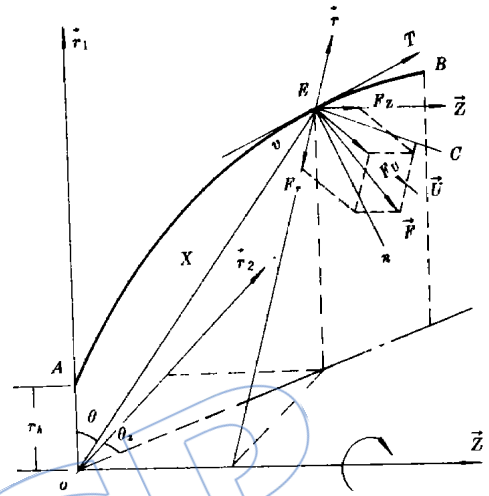


图 3 弯掠叶片叶型重心连线及叶片作用力

3 叶型重心连线的空间关系及叶片作用力的确定

建立如图 3 所示的坐标系。原点为 O , Z 轴与旋转轴重合, r_1 轴与通过轮毂处叶型重心的径向线重合, 而 r_2 轴则垂直于 Z 和 r_1 轴所构成的平面。 AB 为弯掠叶片叶型重心连线。为实际应用目的, 本文只讨论 AB 连线全部落在称之为“叶片平面”上的情况。

设 E 为叶片的叶型重心连线上任意一点, 它至坐标原点 O 的距离是 X , 与 r_1 轴所夹角为 θ , 而在 r_2-Z 平面与 r_2 轴的夹角为 θ_s 。 E 点离旋转轴 Z 的距离是 r , 用矢量表示为 $\vec{r}_0$ 。周向矢量 $\vec{U}$ 与径向矢量 $\vec{r}$ 和旋转轴矢量 $\vec{Z}$ 相垂直, 构成通过 E 点的一个直角坐标。叶型重心连线在 E 点上的切线方向 T 、法线方向 n (按本文假设 T 和 n 就同在“叶片平面”上) 以及该平面的垂直方向 C , 构成通过 E 点的另一个直角坐标。切线方向 T 与径向矢量 $\vec{r}$ 的夹角叫做叶型重心连线在 E 点的倾角 γ 。两个直角坐标之间, 即径向矢量 $\vec{r}$ 、周向矢量 $\vec{U}$ 、旋转轴矢量 $\vec{Z}$ 与方向 T 、 n 、 C 之间的夹角分别命名为 $A_1, B_1, C_1; A_2, B_2, C_2; A_3, B_3, C_3$ 。

对于周向弯叶片, $\theta = 0$; 对于轴向掠叶片, $\theta = 90^\circ$ 。在叶片力作用在叶型重心上, 并垂直于叶型弦长的简化假设下, 令 N_1 和 N_2 分别表示沿“叶片平面”和垂直于“叶片平面”的叶片力分量, 那么叶片周向力、轴向力和径向力即可利用空间几何关系 (如图 3 所示) 求出

$$F_U = N_1 \cos B_2 - N_2 \cos C_2, \quad F_Z = N_1 \cos B_3 + N_2 \cos C_3, \quad F_r = N_1 \cos B_1 + N_2 \cos C_1 \quad (3)$$

代入速度三角形的关系式, $F_z = \operatorname{ctg} \beta F_U$, 并消去 N_1 和 N_2 , 最后得出叶片径向力 F_r 的计算公式为

$$F_r = \frac{\cos B_1 + \frac{[(\cos B_2 - \operatorname{tg} \beta \cos B_3) / (\cos C_2 + \operatorname{tg} \beta \cos C_3)] \cos C_1}{\cos B_2 - \frac{[(\cos B_2 - \operatorname{tg} \beta \cos B_3) / (\cos C_2 + \operatorname{tg} \beta \cos C_3)] \cos C_2}{F_U}} F_U \quad (4)$$

式中叶片周向作用力 F_U 可按基元级理论来确定。

4 第一激盘出口气流角 β_2 的选择、叶片阻力系数沿径分布

在采用双激盘模型的弯掠动叶的气动计算中, 第一激盘出口气流角度 β_2 将直接决定弯掠动叶的加功量、气动效率以及出口气流参数值。因此, β_2 角度值选择是否正确必须是以弯掠动叶气动性能是否符合实际值作为判别标准。

在弯掠动叶栅中流动机理分析的基础上, 提出以下修正方法来选取 β_2 值, 即令

$$\beta_2' = \beta_1 + \Delta\beta_0 - \Delta\beta_2' \quad (5)$$

式中 $\Delta\beta_0$ 为由常规(平面叶栅)试验统计曲线得出的气流转折角; $\Delta\beta_2$ 为第一激盘出口气流角修正值, 它可表示为 $\Delta\beta_2 = k_1(\Theta)^k + k_2(\Theta_k)^l + k_3(\Theta_w)^m + k_4(\alpha)^n$ 。这里 Θ 为平面叶栅叶型几何转折角, α 为叶型进口攻角, k_1, k_2, k_3, k_4 为几何转折角 Θ 、弯角 Θ_k 、掠角 Θ_w 、气流攻角 α 的修正系数; k, l, m, n 为相应参数的影响指数。

实际试验结果表明, 对于低压、低速、薄叶、小几何转折角的弯掠动叶, 当在设计工况附近工作时, 人们可选取 $k_1 = k_4 = 0, l = m = 1, k_3 = k_2 = 0.10 \sim 0.20$ 。

采用文献[6, 7]的修正方法来确定弯掠动叶阻力系数沿径分布规律(图 4(a) 平面叶栅(叶型), 图 4(b) 通道二次流及端壁附面层, 图 4(c) 转动影响, 图 4(d) 弯掠对通道二次流的影响, 图 4(e) 弯掠动叶总

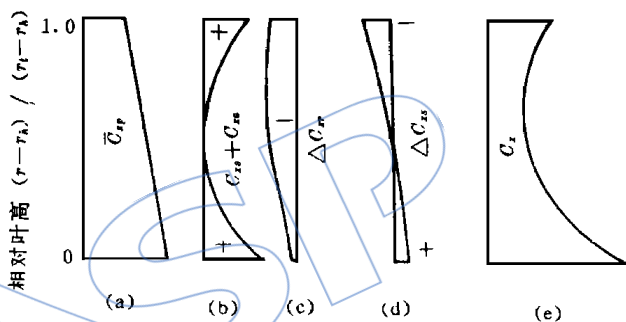


图 4 弯掠动叶阻力系数沿径分布

阻力系数): 把阻力系数 C_x 表示为 $C_x = [\bar{C}_{xp} + (k \cdot k_s' \bar{C}_{xs}) + k \bar{C}_{xa}] \cdot k_0$ 。 $\bar{C}_{xp}, \bar{C}_{xs}, \bar{C}_{xa}$ 为常规(非弯掠)叶片按 How ell 试验统计曲线确定叶型、通道二次流及端壁附面层阻力系数。 k, k_s', k_0 为三元(通道二次流和端壁附面层)损失、弯掠角、旋转影响的修正系数。

5 试验验证

验证试验装置和测试系统在文献[5]中有叙述, 这里仅介绍所试验的弯掠(周向前弯)动叶的几何参数。外径 $D_e = 0.600\text{m}$, 内径 $D_h = 0.238\text{m}$, 转速 $n = 1420\text{r/min}$, 动叶数 $B = 6$, 静叶(非弯掠)数 $V = 7$, 叶顶轴向间隙 $Z_t = 138\text{mm}$ 以及试验和计算结果。为了清楚显示弯掠叶片径向力的影响, 还同时试验了其余几何参数均相同而前弯角 $\Theta_k = 0$ 的“径向”(非弯掠)动叶片。

图 5(试验值: $\square$ —周向前弯动叶($\Theta = 8^\circ$ 圆弧型重心连线), $\triangle$ —径向动叶; 计算值: 1—双激盘, 修正 $\Delta\beta_2$; 2—单激盘, 有径向力, 修正 $\Delta\beta_2$; 3—双激盘, 不修正 $\Delta\beta_2$; 4—单激盘, 无径向力, 不修正 $\Delta\beta_2$) 所示计算与试验结果表明: 采用本文提出的双激盘理论模型及一整套计算方法所得出的周向前弯叶片的气动性能(曲线 1), 包括加功量、动叶气动效率以及出口气流参数值与试验实例值吻合十分好。不同的计算模型所得出的计算结果的比较是用来清楚显示出径向力(曲线 1 与曲线 4 比较)、单双激盘(第二激盘)(曲线 1 与曲线 2 比较)以及第一激盘出口气流角修正值 $\Delta\beta_2$ (曲线 1 和曲线 3 比较)等各自对计算结果的影响量值。径向(非弯掠)动叶的试验和计算结果(曲线 4)^[6]也画在图 5 上, 可以看出周向前弯对动叶气动性能的影响程度。

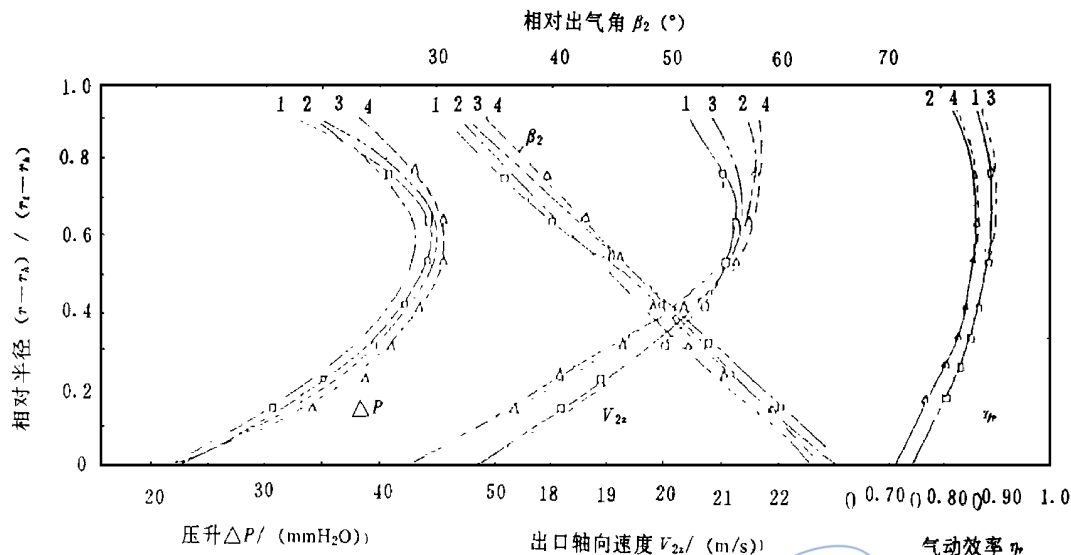


图 5 轴流风扇动叶栅气动性能计算与试验结果比较

结论 (1) 本文提出的双激盘理论模型及相应的气流出口角和阻力系数修正方法, 是用来估计叶片径向力作用的影响的一个简单、明了、实用、可靠的工作计算方法。它适用于低速低负荷(薄叶、小弯度)轴流式弯掠动叶在设计工况附近工作时的气动性能计算。(2) 为了在高速高负荷轴流风扇和压气机中正确应用弯掠动叶的目的, 人们在气动性能计算中, 除了必须计及气体压缩性和粘性力影响外, 还必须放弃采用过于简单的激盘理论模型, 进一步考虑叶栅通道中叶片作用力的连续分布以及径向平衡方程中流线斜率项和曲率项的影响。这些内容我们将另文发表。

参 考 文 献

- 1 Mikkelsen D C. Summary of Recent NASA Propeller Research. NASA TM 83733, 1982
- 2 Neal A Brown. The Use of Skewed Blades for Ship Propellers and Truck Fans Noise and Fluids Engineering (Edited by R. Hickling), The Winter Annual Meeting of the American Society of Mechanical Engineers, Atlanta, Georgia, Nov. 27-Dec 2, 1977
- 3 Lucas J G, Woodward R P, Mackinnon M J. A Coustic Evaluation of a Novel Swept-Rotor Fan. AIAA 78-1121, AIAA 11th Fluid and Plasma Dynamics Conference, Seattle, Wash, 1978
- 4 Leroy H Smith Jr, Hsuan Yeh. Sweep and Dihedral Effects in Axial-Flow Turbomachinery. Journal of Basic Engineering Transaction of the ASME, 1963, (9): 40-416
- 5 Wei Jun, Zhong Fangyuan. The Effects of Forward Skewed Rotor Blade on Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of Axial Flow Fan. AIAA No. 88-3783, The First National Dynamics Congress, Cincinnati, U. S. A., 1988
- 6 钟芳源, 韦俊. 计及旋转影响的轴流风机和压气机动叶栅损失模型之改进及其应用. 工程热物理学报, 1989, 40(2), (英文版) 1990, 2(1)
- 7 钟芳源, 王建民, 韦俊. 轴流风扇和压气机非定常力沿径分布的估计. 第三届全国流体弹性力学学术会议论文集, 中国水利学会、中国空气动力学研究会、中国力学学会、中国航空学会: 安徽, 屯溪, 1990, First International Symposium on Experimental and Computational Aero-thermodynamics of Internal Flows, Beijing, China, 1990

(责任编辑 魏星禄)

of inner convection within the multihole is the main factor to make the wall temperature being lower.

Key words Combustion Cooling Flame tubes

APPLICATION OF DIAPHRAGM DISC THEORY TO AERODYNAMIC COMPUTATION OF AXIAL - FLOW FAN WITH SKEWED - SWEEP ROTOR BLADES

Zhong Fangyuan, Wang Jianming, Cai Na, Li Zhong

(Dept. of Power Machinery Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200030)

ABSTRACT In order to spread the advanced technology of aeropropfan, skewed-swept rotor blades are applied to axial flow fan and compressor. The diaphragm disc theory model is adopted to calculate the main flow of the skewed-swept rotor blades in such a manner, as all blades forces affect on the first actuator disc, but the radial forces of blades vanish abruptly on the second actuator disc. Then the radial distribution of the boundary layer thickness (wake thickness) on the outlet surface of the rotor blade is taken as aerodynamic and aeroacoustic characteristic vectors. The effects of the secondary flow, endwall boundary layer, blades rotation and skewed-swept regularity (mainly radial forces of blades) are corrected according to plane cascade testing statistical curves. In addition, the results of four calculations demonstrate the effects of the second actuator disc, radial force and corrected outlet flow angle on magnitudes of the calculation results separately. The aerodynamic and acoustic tests show a good agreement of the calculation results with test data.

Key words Blades Blade forces Aerodynamic computations Diaphragm disc theory

PROPELLER PERFORMANCE PREDICTION WITH FREE WAKE ANALYSIS METHOD

Chen Zemin and Pan Jieyuan

(5th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT The calculations of propeller performance at different advance ratios have been completed with the free wake analysis method. The wake is divided into near and far regions. In the case of heavy load when the advance ratio of propeller is small, the contraction of wake has large effect on the performance of the propeller. The free wake analysis method takes the wake contraction into account. According to lifting lines for the blade loading distribution, propeller performance calculated shows a good agreement with experimental data.

Key words Aircraft propellers Trailing vortex Lift line theory Performance analysis

HIGH- SPEED CAMERA MEASUREMENT OF A GAS- SOLID TWO- PHASE FLOW IN AN AXIAL - FLOW FAN

Wang Yunliang, Xu Zhong, Miao Yongbiao

(Dept. of Power, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)

ABSTRACT A high-speed camera is used to measure the motion characteristics of particles in an axial-flow fan. In the experiment the measurements of the motion characteristics of the particles are carried out on three circular surfaces. The employed particles are 1mm diameter foamed plastic spheres. From photo processing some valuable conclusions are drawn as following: (1) In the impeller channel, the concentration of the particles nearby the pressure side is higher, while the suction side is lower. And there is an area where no particle exists. (2) The trajectories of the particles approach to straight lines. Some particles collide with the pressure side and rebound