

气冷涡轮叶栅效率的计算方法*

哈尔滨工业大学 杨 弘** 王仲奇 顾发华 冯国泰

【摘要】 将气冷涡轮叶栅中的冷气与主流在边界层中的掺混模型和在边界层外的掺混层中的掺混模型结合起来, 建立了一个预估气冷涡轮叶栅效率的计算模型。根据该模型利用回转面叶栅无粘流场的计算结果和二维叶面边界层流动的计算结果来预估气冷涡轮叶栅的效率。该算法为气冷涡轮叶栅的优化气动设计提供了一个计算手段。

主题词: 涡轮 叶栅 效率 冷却 掺混 模型

分类号: V 231. 3

1 计算模型与计算方法

1. 1 计算模型与计算方法

针对高温气冷涡轮叶栅内的复杂流动, 综合考虑了“掺混层”^[1]的概念和边界层内粘性流动的影响。假定从叶片表面喷射出的冷气中的一部分混入到边界层中并与边界层中的流体进行掺混, 另一部分冷气穿透边界层后与主流在边界层外的掺混层中进行掺混; 假定气冷涡轮叶栅中的流动损失是由考虑冷气影响的边界层内粘性流动的损失与各种掺混(即掺混层中的掺混和掺混层与主流及尾缘喷射冷气间的掺混)造成的损失叠加。通过掺混层、边界层及叶片尾缘处的掺混来计算流动的总损失。

1. 2 计算方法

利用回转面叶栅无粘流场和叶面边界层流动的计算结果, 按以下两个步骤来计算气冷涡轮叶栅中的流动损失和叶栅效率。

1. 2. 1 叶面边界层和尾缘喷射冷气引起的损失计算

考虑冷气影响的边界层计算^[2]可以得到边界层的排挤厚度、动量损失厚度和焓损失厚度等参数。假设边界层、尾缘喷射的冷气与主流在叶栅尾缘额线后的某处(设为“m”计算站)掺混均匀。在图 1 所示的控制体上分别应用质量守恒、动量守恒和能量守恒定律来列方程:

$$\int_1^2 X_1 du + \int (X \cos \gamma_s / \cos \alpha)_1 du + \int (X \cos \gamma_p / \cos \alpha)_1 du + G_{te}^* = X_m t \quad (1)$$

$$\int_1^2 Y_1 du + \int (Y \cos^2 \gamma_s / \cos^2 \alpha)_1 du + \int (Y \cos^2 \gamma_p / \cos^2 \alpha)_1 du + \int p_1 h_1 du + G_{te}^* w_{te}^* \cos \beta_{te} = (Y + p h)_m t \quad (2)$$

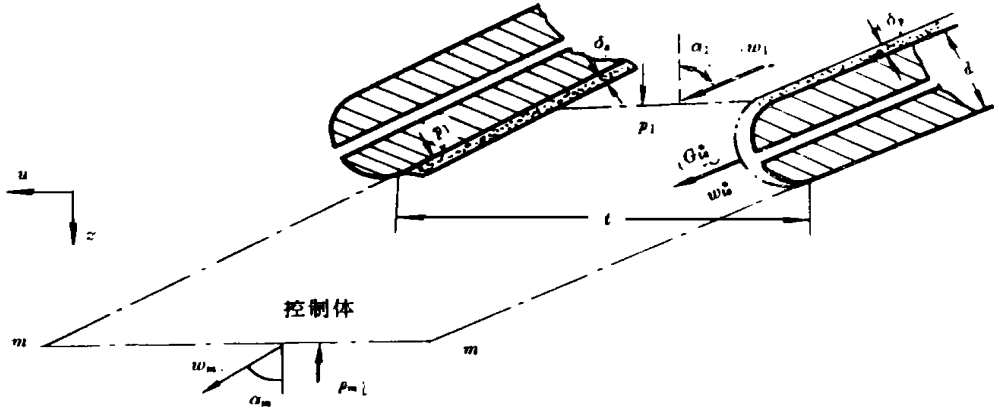


图 1 边界层、尾缘喷射冷气与主流的掺混计算

$$\int_1^2 Z_1 du + \int (Z \sin 2\gamma_s / \sin 2\alpha)_1 du + \int (Z \sin 2\gamma_p / \sin 2\alpha)_1 du + G_{te}^* w_{te}^* \sin \beta_{te} = Z_m t \quad (3)$$

$$\int_1^2 E_1 du + \int (E \cos \gamma_s / \cos \alpha)_1 du + \int (E \cos \gamma_p / \cos \alpha)_1 du + G_{te}^* (C_p^* T_t^*)_{te} = E_m t \quad (4)$$

式中, $X = \rho_w h \cos \alpha$, $Y = \rho_w^2 h \cos^2 \alpha$, $Z = 0.5 \rho_w^2 h \sin 2\alpha$, $E = \rho_w h C_p T_t \cos \alpha$, $a_1 = \delta_s / \cos \gamma_s$, $a_2 = t - \delta_p / \cos \gamma_p - d / \cos \beta_{te}$, $a_3 = \delta_p / \cos \gamma_p$, 下标“1”和“m”分别表示叶片尾缘前缘线处计算站和m计算站, 下标s和p分别表示叶片吸力面和压力面, 下标te表示叶片尾缘, 上标*表示冷气参数, γ 为叶片尾缘处的叶面型线与轴向的夹角, β_{te} 是叶片尾缘冷气喷射方向与轴向的夹角, δ 为叶片尾缘处叶面上的边界层厚度, T_t 是总温, G_{te}^* 是叶片尾缘喷射的冷气流量, h 为流片厚度。可由(1)~(4)式联立解出m站处气流速度:

$$w_m = \lambda_n \{2K_n R_m \cdot TD / [(K_n + 1) \cdot TA]\}^{1/2} \quad (5)$$

其中 λ 数: $\lambda_n = [\lambda_{n,z}^2 + \lambda_{n,u}^2]^{1/2}$, $\lambda_{n,u} = TC \cdot [(K_n + 1) / (2K_n R_m \cdot TA \cdot TD)]^{1/2}$

$$\lambda_{n,z} = [2K_n (K_n + 1) R_m \cdot TA \cdot TD]^{-1/2} \{K_n \cdot TB - [(K_n \cdot TB)^2 - 2K_n (K_n + 1) R_m \cdot TA \cdot TD + (K_n^2 - 1) \cdot TC^2]^{1/2}\}$$

而

$$TA = \left[\int X_1 du \right] / h_m t$$

$$TB = \left[\int Y_1 du + \int (p h)_1 du - (\rho_w^2)_{1s\infty} h_1 \cos \gamma_s \delta_{ms} - (\rho_w^2)_{1p\infty} h_1 \cos \gamma_p \delta_{mp} + G_{te}^* w_{te}^* \cos \beta_{te} \right] / h_m t$$

$$TC = \left[\int Z_1 du - (\rho_w^2)_{1s\infty} h_1 \sin \gamma_s \delta_{ms} - (\rho_w^2)_{1p\infty} h_1 \sin \gamma_p \delta_{mp} + G_{te}^* w_{te}^* \sin \beta_{te} \right] / h_m t$$

$$TD = \left[\int E_1 du - (\rho_w C_p T_t)_{1s\infty} h_1 \delta_{1s} - (\rho_w C_p T_t)_{1p\infty} h_1 \delta_{1p} + (G^* C_p^* T_t^*)_{te} \right] / (h C_p)_m t$$

TA 、 TB 、 TC 、 TD 算式中的积分可按无粘流的计算结果通过数值积分方法求得, 其中 δ_{ms} 、 δ_{mp} 和 δ_{1s} 、 δ_{1p} 分别是叶片尾缘处吸力面、压力面上边界层的动量损失厚度和焓损失厚度, 下标“1s ∞ ”和“1p ∞ ”分别表示叶片尾缘处吸力面和压力面上边界层的外缘。

叶面边界层和尾缘喷射冷气等因素所引起的能量损失系数可表示为:

$$\zeta_{\text{I}} = 1 - (G_{\text{te}}^* + G)w_m^2 \left/ \left(\int (\rho w^3 h \cos \alpha)_1 du + G_{\text{te}}^* (w_{\text{te},m}^*)^2 \right) \right. \quad (6)$$

式中 G 是叶栅出口处流量, $G = \int X_1 du$, $w_{\text{te},m}^*$ 是尾缘喷射冷气在 m 站处的等熵速度。

1.2.2 掺混层引起的损失计算

掺混层的确定方法是: 在给定掺混层在叶栅进口计算站上的厚度(文献[1]指出掺混层的厚度对叶栅效率的计算影响不大)后, 由掺混层在该计算站处的外边界点引出流线, 这条流线就是掺混层的外边界线。在掺混层中进行掺混计算时, 本文使用定静压掺混模型, 即假定掺混前后的静压保持不变。在这个假定下, 可以使用质量、动量和能量守恒定律来逐计算站求出掺混层中混合气体的气动参数, 直至确定在叶栅出口处的掺混层内气体的平均流速。

通过掺混层与掺混层外的主流在叶栅尾缘线处(如图 2 所示, 即“1”站)的掺混计算来估算掺混层造成的能量损失, 假定这个掺混在 m 站处达到均匀程度。假设叶片吸力面和压力面上的掺混层在叶栅出口处的厚度分别为 Δ_s 和 Δ_p , 速度分别为 w_{SML} 和 w_{PML} , 下标“SML”和“PML”分别表示叶栅出口处吸力面和压力面上的掺混层, 并且还假设出口静压 p_1 和气流角 α_1 不受掺混的影响。对图 2 中的“1”站和“ m ”站之间的控制体应用质量、动量和能量守恒定律, 可得到类似于(1)~(4)式的 4 个方程(只需令(1)~(4)式中的 $a_1 = \Delta_s$, $a_2 = t - \Delta_s - \Delta_p$, $a_3 = \Delta_p$, $G_{\text{te}}^* = 0$ 即可), 再加上

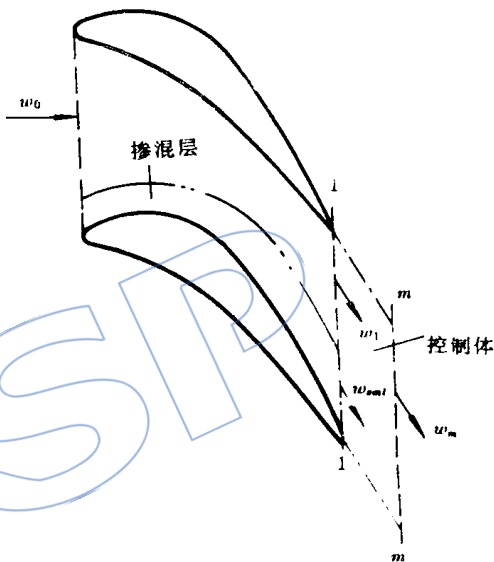


图 2 掺混层与主流在叶栅出口处的掺混计算

气体状态方程及总温和静温之间的关系式共 6 个方程, 可以确定掺混后 m 站处的气流速度 w_m 。

获得 m 站处的气动参数后则可以确定掺混层引起的能量损失系数:

$$\zeta_{\text{II}} = 1 - (G + G_{\text{ML}}^*)w_m^2 \left/ \left(\int (\rho w^3 h \cos \alpha)_1 du + G_{\text{ML}}^* (w_{\text{ML},m}^*)^2 \right) \right. \quad (7)$$

式中 G_{ML}^* 是进入掺混层中的冷气总流量, $w_{\text{ML},m}^*$ 是掺混层中的冷气在 m 站处的平均等熵速度。最后得到综合考虑粘性和冷气掺混影响的总的能量损失系数: $\zeta_{\text{总}} = \zeta_{\text{I}} + \zeta_{\text{II}}$, 叶栅效率: $\eta = 1 - \zeta_{\text{总}}$ 。

2 算例与分析

应用上述方法对某一发散式冷却涡轮的静叶栅^[3]的效率进行了估算。文献[4]给出了该叶栅的几何尺寸。在文献[3]关于该叶栅的实验中, 冷气的温度与叶栅进口主流的温度相同, 叶栅进口总压 $p_{\text{to}} = 1.0159 \times 10^5 \text{ N/m}^2$, 总温 $T_{\text{to}} = 303 \text{ K}$, 出口平均半径处的静压 $p_1 = 0.64 p_{\text{to}}$ 。计算中给定冷气总压 $p_t^* = 1.03 p_{\text{to}}$, 并根据大部分冷气穿透边界层进入掺混层的实验观测结果^[5]而假定从叶面喷射的冷气有 40% 混入到边界层中, 其余 60% 冷气进入到掺混层中。

本文对于不同的冷气流量和不同的冷气喷射角 α (叶面处冷气的流动方向与轴向上的夹角)

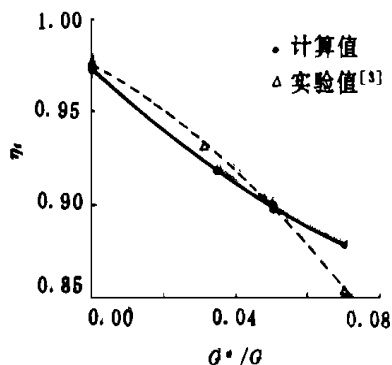


图3 叶栅效率随冷气流量的变化

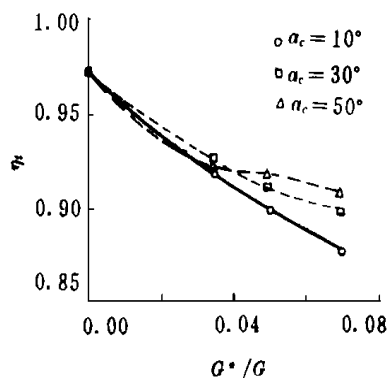


图4 叶栅效率的数值试验曲线

分别计算了叶栅的效率, 并与文献[3]的实测的效率 η (其定义是混合气体的实际动能与主流和冷气的理想动能之和的比值) 进行了对比, 如图3所示。图中的实线是假定叶片吸力面和压力面上的 α 均为 10° 而得到的计算结果。由图可见本文的计算结果与实验值在变化趋势上是一致的。造成二者之间偏差的原因一方面是由于本文的计算是在回转面叶栅无粘流场计算和二维叶面边界层计算基础上进行的, 它不能完全反映出流场的三维粘性效应; 另一方面是由于本文在计算中所做的一些假设和简化导致了与真实流动情况有所差别。图3说明了本文的算法是可行的和合理的。图4示出了在不同冷气量下 α 角对叶栅效率的影响, 吸力面上 α 分别为 10° 、 30° 和 50° ; 压力面上 α 均为 10° 。可见叶面上的冷气喷射角对叶栅效率的影响很大, 对于某一冷气流量应有最佳 α 角。随着冷气流量的增加, 冷气的影响越来越大, 吸力面上 $\alpha = 50^\circ$ 时喷射的冷却气流在叶栅出口附近接近轴向, 这对于出口轴向速度较低的主流会产生积极的影响, 因而其掺混层与主流间的掺混损失也就较小。

3 结 论

(1) 本文建立了一个能够基本反映实际流动情况的计算模型, 在此基础上提出了一种气冷涡轮叶栅效率的计算方法。计算实例证实了这个算法是合理的和可行的。(2) 本文的计算结果显示出气冷涡轮叶栅效率与诸多因素有关, 可以进行优化计算。本文的计算方法可以为气冷涡轮叶栅的优化设计提供一个计算手段。

参 考 文 献

- 1 Hartsel J E. Prediction of Effects of Mass- Transfer Cooling on the Blade-Row Efficiency of Turbine Airfoils AIAA Paper 72-11, 1972
- 2 杨弘, 王仲奇, 冯国泰. 考虑冷气掺混的边界层计算方法. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集, No. 932037, 1993
- 3 Heman W, et al. Cold-Air Investigation of a Turbine with Transpiration-Cooled Stator Blades, I—Performance of Stator with Discrete Hole Blading. NASA TM X-2094, 1970
- 4 Whitney W J, et al. Cold-Air Investigation of a Turbine for High-Temperature-Engine Application, I—Turbine Design and Overall Stator Performance. NASA TND-3751, 1967
- 5 Kollen O, Koschel W. Effect of Film Cooling on the Aerodynamic Performance of a Turbine Cascade. AGARD-CP-390, 1986