

加罩转—静盘系的换热—换质实验研究*

北京控制工程研究所 陈健**
北京航空航天大学 徐国强 曹玉璋

【摘要】应用传热—传质类比原理于加罩转—静盘系统,通过盘缘轴向进气实验模型的研究,用蔡升华法得到加罩转—静盘系旋转盘表面的局部和平均换质规律,从而类比出旋转盘的局部和平均的换热规律。文章分析了系统的几何尺寸(主要是间隙比 G_s 、间距比 G_s)、旋转雷诺数 $Re\theta$ 和流量系数 C_w 对换质的影响。并用实验方法给出准则关系式,且对这种研究方法给出了误差分析结果。

关键词: 旋转盘 蔡 对流换热

分类号: V 232.3

1 引言

目前国内外大部分进行的是静止件上的模拟实验研究^[1-4]。文献[5]利用蔡升华技术研究了有源和无源的封闭旋转盘的平均舍伍德数 Sh_{av} ,以及后来研究了旋转自由盘的平均、局部施伍德数 Sh 和平均、局部努谢尔数 Nu 。文献[2]对旋转腔自由端的平均舍伍德数 Sh_{av} 进行过研究。文献[6]研究了轴向、径向间隙对一个带罩的转—静系统的传质特性的影响。文献[7,8]进行的是自由盘和中心进气冷却旋转盘的实验研究。本文研究的是在转—静盘系中盘缘冲击冷却的换热、换质规律,对航空发动机的设计有实际意义。实验研究涡轮盘的换热特性,从旋转试件上测取的信号过渡到静止的仪表系统具有较大的技术困难,并会引入较大的误差和干扰信号,而采用蔡升华技术可以避免这一技术难点。

2 换热—换质类比的基本原理与加罩转—静系的换热—换质类比实验

常物性、低速、不可压流的换热微分方程组与换质微分方程组具有相同形式并且热交换与质交换系统具有类似的单值性条件,因而它们具有相同形式的无量纲形式的解。

采用静止圆柱坐标系,对流换热和对流换质微分方程组及其相应的单值性条件进行相似分析,可得到旋转盘表面的对流换热与对流传质规律的表达式如下:

$$Nu = f_1(G_s, G_c, C_w, Re\theta, Pr, R, R_0, R_1), \quad sh = f_2(G_s, G_c, C_w, Re\theta, Sc, R, R_0, R_1)$$

式中,间距比 $G_s = s/b$,间隙比 $G_c = c/b$,流量系数 $C_w = w_{in}A_{in}/Ub$,旋转雷诺数 $Re\theta = \omega b^2/\nu$,无因次几何量 R, R_0, R_1 分别为 $R = r/b, R_0 = r_0/b, R_1 = r_1/b_0$ 。对于本实验研究,采用空气冲击冷却,除 G_s, G_c 外,其余几何参数一定。因此换热规律与对流传质规律可简化为:

$$Nu = f_3(G_s, G_c, C_w, Re\theta, Pr, R), \quad sh = f_4(G_s, G_c, C_w, Re\theta, Sc, R)$$

从传热—传质类比可导出 $Nu/sh = (Pr/Sc)^n$ 。大量试验表明^[2,4],对于大多数几何形状的

物体, 常温、常压流体中的热—质类比, $n \approx 1/3$ 。

实验设备结构简图如图 1 所示。旋转盘转速最高达 4300 r/min, 供气系统提供旋转盘冲击冷却用气。温度调控系统由 1 kW 网状布置的电加热丝和盘管冷却装置组成, 以保证来流温度与室温一致。盘缘冲击进气模型如图 2, 在盘缘处进行冲击冷却, 阻止热量从盘缘向盘心传递。这样即使全盘平均温度较低而且又使径向温度梯度减小以减少热应力。转—静系由上游等温静盘、下游等温萘(转)盘及静罩组成, 外罩半径 $b = 125$ mm, 萘盘半径 $B = 135$ mm, 注萘面半径 $b = 125$ mm, 上游静盘在 $r_1 = 73$ mm 圆周上均匀开有 24 个 $r_0 = 2.5$ mm 的进气孔。为了研究几何尺寸的影响, 间距比 G_s 和间隙比 G_c 连续可调。

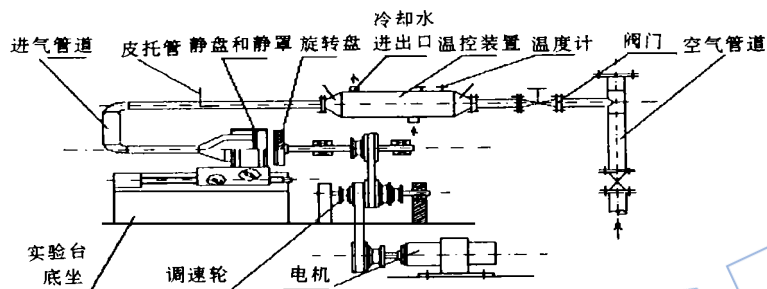


图 1 实验设备结构简图

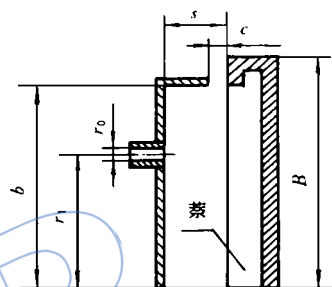


图 2 盘缘冲击冷却模型

温度调控系统前、后的来流温度以及室温分别由 3 支精度为 $1/10^\circ\text{C}$ 的水银温度计测量, 转速用数字式光电转速表测量, 时间由秒表计时, 流量由皮托管测量管道中流速换算而得。萘面升华深度用千分表测量, 最小分辨值为 $1\text{ }\mu\text{m}$ 。为保证反复测量时基准保持同一, 设计了专用的测量架, 进行准确的角向、径向和轴向定位。

3 数据整理的方法和结果

根据传质系数 α_m 的定义:
$$\alpha_m = m(r)/(\rho_w - \rho_f) \quad (1)$$

式中, $m(r) = \rho_s \delta(r)/\tau$, ρ_w 为壁面处萘蒸气浓度, ρ_f 为来流萘蒸气浓度, 其值为零, $m(r)$ 为萘升华的质量流率, ρ_s 为固态萘的密度 (1145 kg/m^3), $\delta(r)$ 为 r 处在 τ 时间内转盘表面上萘的升华深度。 ρ_w 应为壁面温度下的萘饱和和蒸汽的浓度, 可由理想气体状况方程确定, 即:

$$\rho_w = p_w / R_n T_w \quad (2)$$

式中 R_n 为萘蒸气的气体常数, T_w 为萘表面温度, p_w 为相应 T_w 下萘蒸气的饱和蒸汽压。根据 Sogin^[1] 的蒸汽压关系式:

$$P_w = 10^{13.564 - 3729.4/T_w} \quad (\text{Pa}) \quad (3)$$

可由实验数据 $\delta(r)$ 、 τ 、 T_w 整理出局部施伍德数 $Sh(r)$ 及平均施伍德数 Sh_{av} :

$$sh(r) = \frac{\alpha_m r}{D} = \rho_s \delta(r) R T_w / D (10^{13.564 - 3729.4/T_w}) \quad , \quad sh_{av} = \frac{\bar{\alpha}_m b}{D} = \left[\frac{\sum A_i sh(r)_i}{R} \right] / \pi b^2 \quad (4)$$

式中 D 为萘蒸气在空气中扩散系数, $D = U/S_c$, $S_c = 2.5$, 运动粘度 U 可按纯空气计算(试验中萘组分的浓度一般不超过空气浓度的 $1/4000$)。 A_i 为 i 处的面积, $R = r/b$, $sh(r)_i$ 为萘盘由里到外第 i 点局部 Sh 数。

影响加罩转—静系的旋转盘表面 sh 数的参数有 C_w , $Re\theta$, G_s , G_c , R_0 。当某个参数独立变化时, 得到局部 sh 数和平均 Sh_{av} 数的变化规律, 如图 3-6 所示 ($C_w = 1.01 \times 10^4$, $Re\theta = 2.57 \times$

10^5)。其中(a)为平均 sh_{av} , (b)为局部 sh 沿半径 r 的分布。

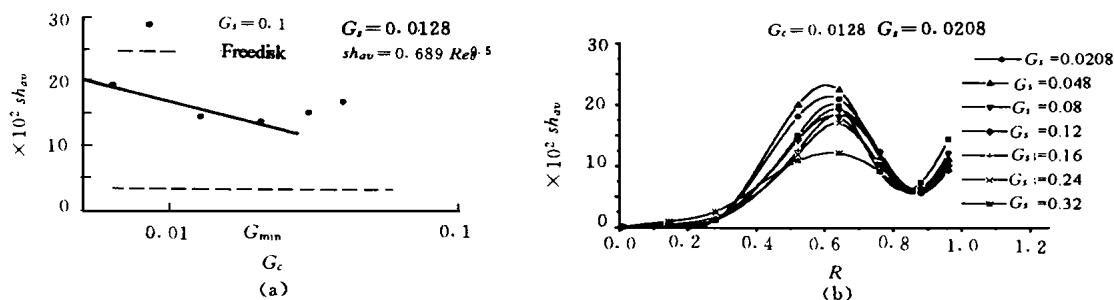


图 3 施伍德数随间距比 G_s 的变化

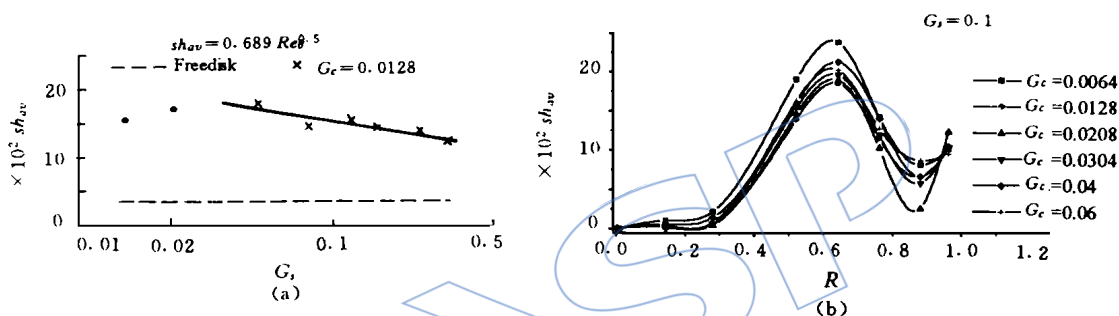


图 4 施伍德数随间隙比 G_c 的变化

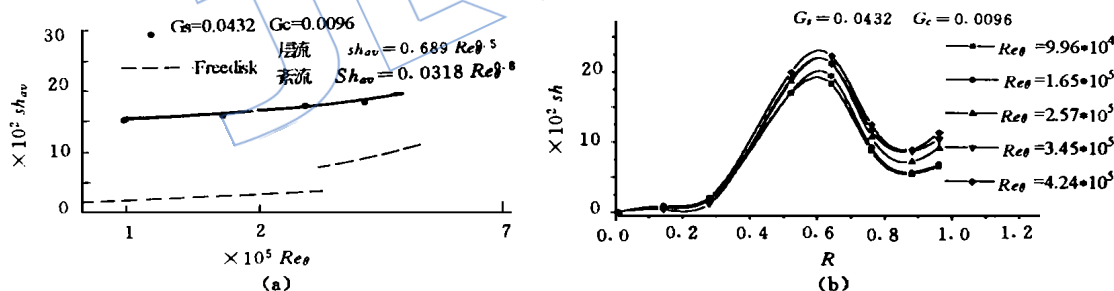
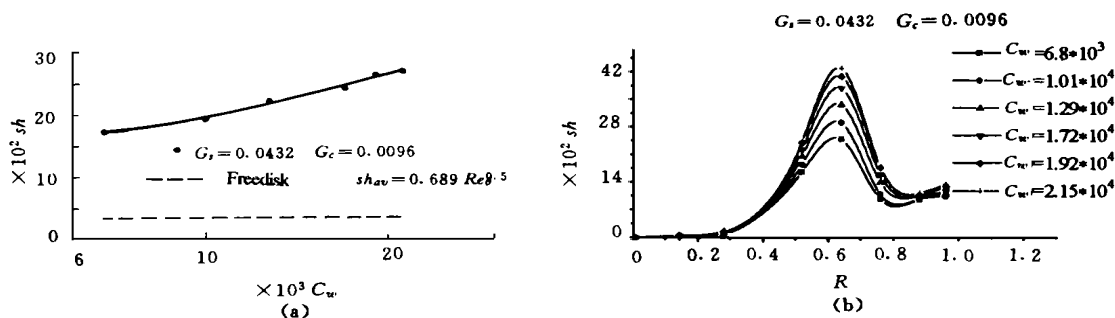


图 5 施伍德数随旋转雷诺数 $Re\theta$ 的变化

图 3 表明, 在流量、转速以及间隙比一定情况下, 平均 sh_{av} 随间距比 G_s 的减小而增大, 这是由于随着间距比 G_s 的减小冲击距变小, 因而加强了对流换热, G_s 继续减小到 $s/r_0 = 1.2$ 时 (相当于 $G_s = 0.048$), 对流换热最强, 因为此时 s 值接近有界射流冲击冷却的最佳冲击距。由于离心力作用, 使局部施伍德数沿径向分布的最高峰在几何冲击点径向略有外移处。盘缘处, 局部换热受出口影响, 换热加强。图 4 表明, 在流量、转速以及间隙比一定情况下, sh_{av} 随间隙比 G_c 的变化受 $G_{max} = 1.05 Re\theta^{-0.2}$ 和 $G_{min} = 0.23 Re\theta^{-0.2}$ 的影响。当 $G_c < G_{min}$ 时, sh_{av} 随 G_s 的减小明显增大; 当 $G_c > G_{max}/2$ 时, sh_{av} 随 G_c 的变化不大。局部施伍德数沿径向分布, 仍然是在几何冲击点径向向外移处, 形成换热高峰; 盘缘处, 局部换热受出口影响, 换热加强。图 5 表明, 流量一定情况下, sh_{av} 随旋转雷诺数 $Re\theta$ 的增大而增大, 图中, 虚线是大空间自由盘的 sh_{av} 与 $Re\theta$ 的关

图 6 施伍德数随流量系数 C_w 的变化

系, 层流与紊流的换热规律有明显的区别, 但在加罩转—静系中, 在旋转雷诺数 $10^5 \sim 5 \times 10^5$ 范围内, 未出现换热规律的转折, 局部换质仍在冲击点处形成换质高峰, 实验结果表明盘缘出口处换质强化受 $Re\theta$ 的明显影响。图 6 表明, 在转速一定下, 平均 Sh_{av} 数随流量系数 C_w 的增大而增大, 其局部 sh 分布与上述各工况大致相同, 但 C_w 对盘缘出口处的换质强化影响较弱。在 $0.68 \times 10^4 < C_w < 2.15 \times 10^4$, $0.99 \times 10^3 < Re\theta < 4.3 \times 10^3$, $0.048 < G_s < 0.32$, $0.0064 < G_c < 0.028$ 范围内, 得到如下关系式: $sh_{av} = 1.192 Re\theta^{0.157} C_w^{0.399} G_s^{-0.165} G_c^{-0.291}$ 。根据热—质类比原理, 有 (取 $n = 1/3$): $N_{uv} = 0.784 Re\theta^{0.157} C_w^{0.399} G_s^{-0.165} G_c^{-0.291}$ 。经误差分析, 其原理性误差与测量误差之总和 $|\Delta sh/sh| = 11\%$ 。

结论 (1) 平均施伍德数 Sh_{av} 随旋转雷诺数 $Re\theta$ 和流量系数 C_w 的增大而增加; (2) 平均施伍德数 Sh_{av} 随间隙比 G_c 和间距比 G_s 的增大而减小; (3) 局部换质高峰在几何冲击点沿径向略有外移处。

参 考 文 献

- 1 Sogin H H. Sublimation from Disks to Air streams Flowing Normal to their Surfaces Trans A S M E, 1958, 80: 61- 71
- 2 Saboya F E M and Sparrow E M. Local and Average Transfer Coefficients for One- Row Plate Fin and Tube Heat Exchanger Configurations, Trans A S M E Series C, 1974, 8: 265- 272
- 3 Goldstein R J and Sparrow E M. Natural Convection Mass Transfer Adjacent to Horizontal Plates Int J. Heat Mass Transfer, 1973: 16, 1025- 1035
- 4 张惠华, 王允中, 陶文铨. 强制对流换热的蔡升华模拟研究 工程热物理学报, 1985, (1): 49- 55
- 5 Reith F K and Taylor J H. Heat and Mass transfer From a rotating Disk Journal of Heat transfer, 1959: 95- 105
- 6 Chyu M K and Bizzak D J. Combined Effects of Axial- and Radial- Gap Spacing on the Mass Transfer Characteristics of a Shrouded Rotor- Stator System. The International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, Orlando, FL, June 3- 6, 1991, 91- GT- 347
- 7 曹玉璋, 苗娅兰. 涡轮盘传热—传质模拟实验研究的探讨. 中国航空学会第七届燃烧与传热学术讨论会, 1990, CSAA PC - 90- 080
- 8 曹玉璋, 林宇震, 冯华仲等. 空气冷却旋转盘的蔡升华传热—传质模拟实验研究 航空动力学报, 1993, 8(3): 283- 287

(责任编辑 杨再荣)

ples of optimizational design. It is shown that the aerodynamic performance of the transonic turbine cascades has been improved greatly with little variation of the work and the strength.

Key Words Transonic turbines Cascades Optimization

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON MASS- HEAT TRANSFER OF SHROUDED ROTOR- STATOR SYSTEM

Chen Jian

(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100080)

Xu Guoqiang, Cao Yuzhang

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

ABSTRACT According to the theory of analogy between heat transfer and mass transfer, the mass transfer technique is applied to a shrouded rotor- stator system for experimental investigation on its heat transfer. An experimental model is set up: The cooling air is blown axially from the front edge of the stator, and the naphthalene ($C_{10}H_8$) sublimation technique is employed to obtain both local and average mass- transfer coefficients for the rotor surface coated by naphthalene. The heat transfer characteristics of the shrouded rotor- stator system are investigated using the mass transfer analog technique. The emphasis is put on analyzing the effects of the following parameters on the transfer characteristics: The ratio of axial gaps G_s , the ratio of axial clearance G_c , the rotational Reynolds number Re_θ and flow coefficient C_w . Correlations are obtained experimentally, conclusions are drawn for the test conditions as follows: 1. The average mass transfer coefficient increases with increase of the flow coefficient C_w and the rotational Reynolds number Re_θ ; 2. The average mass transfer coefficient decreases with increase of the ratio of axial gap G_s and the ratio of axial clearance G_c ; 3. The peak of local mass transfer coefficient radically moves out with reference to impingement point.

Key Words Rotor Discs Naphthalene Heat transfer

SPRAY CHARACTERISTICS OF A NEW AIR- ASSISTED ATOMIZER

Xu Hang, Guo Zhihui, Gu Shanjian

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

ABSTRACT The spray characteristics of a new air- assisted atomizer was investigated experimentally. Annular and central swirling air jets smash the fuel jet and make it spray. The radial distributions of the mean and fluctuating velocities of the air flow and drops, the drop size and the concentration were measured at several axial stations with 2D PDA. Two atomizers with different mixing chamber were tested to investigate the effect of the central swirling air jet on the spray structure. The radial distributions of the mean velocity show that a lower axial velocity region and a solid rotation body exist at the center of the spray. The radial profile of drop volume flux peaks drifts off the centerline, indicating a hollow cone spray. The results show that high turbulence occurs at the central region and the region where the central swirling jet intersects the annular jet. The radial position of maximum mean axial velocity moves outwards with increasing strength of swirling. The atomization