

冲击冷却局部换热特性的实验研究

南京航空学院 任苓华 郑际睿

摘 要

本文研究了用单排圆射流冲击冷却的方法来模拟涡轮叶片前缘的局部换热特性。通过对大量实验数据的分析研究,发现局部换热系数的分布曲线是一个分段函数,驻点区为高斯分布函数,壁射流区为幂函数分布。文中还分析了射流雷诺数、射流孔与试验靶之间的无因次距离、冲击管和试验靶的无因次结构尺寸等对局部换热系数及其分布的影响。最后,用最小二乘法整理出一组描述冲击冷却局部换热特性的经验公式。这些公式对冲击冷却叶片的设计具有一定的工程实用参考价值。

自六十年代以来,国内外对冲击冷却的平均换热特性已进行了广泛的研究,并且整理了很多实用的经验公式。但是,在设计冲击冷却涡轮叶片和推算叶片的温度分布及热应力等问题中,只知道叶片前缘的平均换热系数是不够的,还必须提供可靠的冲击冷却局部换热系数的数据。所以本实验研究了叶片前缘各点的换热系数及其分布情况,并且着重整理出描述叶片前缘各点换热系数的通用经验公式。

一、实验设备和实验原理

实验设备主要由冲击管、试验靶、气路系统、电加热系统和测试仪器所组成,如图1所示。

冲击管的结构与文献〔1〕的相同,本实验采用5种不同孔径的单排圆射流冲击管,射流孔直径 d_n 分别为1.5、2.0、2.5、3.0、3.5mm。

采用半圆柱形试验靶来模拟涡轮叶片前缘,如图2所示。

试验靶由泡桐木制成,并放置在由泡桐木制成的绝热箱内。为了研究换热系数沿弧长不同位置 x 的变化规律,在靶腔内贴有15条平行的串联铂片,在驻点处贴有一条铂片,其他14条则分贴于驻点两侧,且驻点区密集,两侧较为稀疏。通过对铂片的加热,提供了腔内不同位置的加热量。本实验的实验步骤与文献〔1〕相同,间距比 z_n/d_n (z_n 为冲击管顶端到试验靶驻点之间的距离)分别取0.5、1.0、2.0、3.0、4.0。

在热稳定条件下,对铂片的加热量应等于冲击射流所带走的热量

$$IU = hF(T_w - T_r) \quad (1)$$

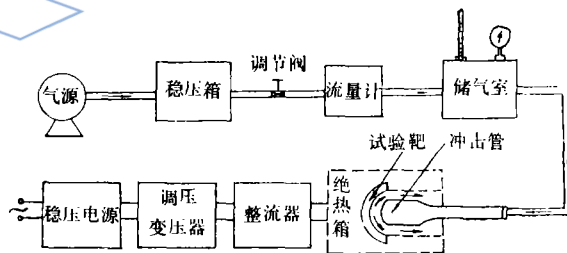


图1 冲击冷却实验设备示意图

由于射流出口速度已达高速, 所以式中采用了恢复温度 T_r 。每一个铂片的热平衡关系则为

$$IU_x = h_x F_x (T_{wx} - T_r) \quad (2)$$

式中 I 为加热电流, U_x 为各铂片的端电压, T_{wx} 为各铂片的温度, F_x 为各铂片的换热面积。铂片的温度 T_{wx} 可以由铂片的电阻-温度关系式而求得。由于各铂片的温度 T_{wx} 是沿靶高方向的平均温度, 所以由公式 (2) 所得的 h_x 也是沿靶高方向的平均值, 并以此平均值作为离驻点为 x 处的局部换热系数。由此可得局部努赛尔数为

$$Nu_x = h_x d_n / \lambda \quad (3)$$

式中 λ 为流体的导热系数。

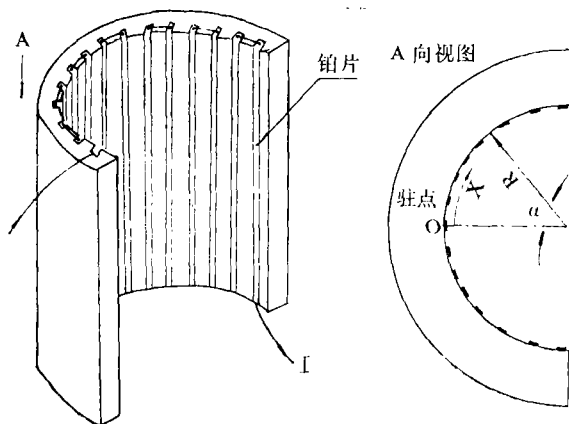


图 2 试验靶

二、实验结果和分析

1. 局部换热系数的一般分布

由实验可知, 局部换热系数是呈高斯型分布的, 如图 3 所示。

从图中可以看到, 在驻点处, 局部换热系数取得最大值, 随着无因次弧长 x/R (R 为试验靶凹腔内半径) 的增加, 局部换热系数越来越小, 且变化也越来越缓慢, 最后趋于一定值。

当增大雷诺数 Re 时, 局部换热系数明显地增加, 整个分布曲线均往上移动。

空间间距比 z_n/d_n 对分布曲线影响不大, 从实验中发现, 当改变不同的 z_n/d_n 时, 各条分布曲线非常靠近, 有的几乎重叠在一起。

另外在实验中还发现试验靶和冲击管的结构几何尺寸 $\frac{c_n}{d_n} \cdot \frac{d_e}{D}$ 对分布曲线的影响较大, 其中 c_n/d_n 表示射流孔沿试验靶高度方向的分布情况 (c_n 为冲击管射流孔的中心距)。而 D/d_e 表示试验靶凹腔内换热面积和出流面积之比 (其中 D 为试验靶凹腔内直径, d_e 为射流孔的当量直径)。随着构件无因次几何尺寸 $\frac{c_n}{d_n} \cdot \frac{d_e}{D}$ 的增大, 分布曲线明显地往上移。

2. 局部换热系数的特殊分布

本实验在大多数情况下, 局部换热系数的分布曲线都是呈单峰状分布。但对于某些情况, 如大孔径的冲击管在大间距比 z_n/d_n 及高雷诺数 Re 下, 在驻点区会出现双峰状的特殊分布, 如图 4 所示。在本实验中, 对于孔径大于 2.5mm 的冲击管在大间距比 (z_n/d_n 约为 3~4) 及高雷诺数下都曾出现过这种特殊分布。

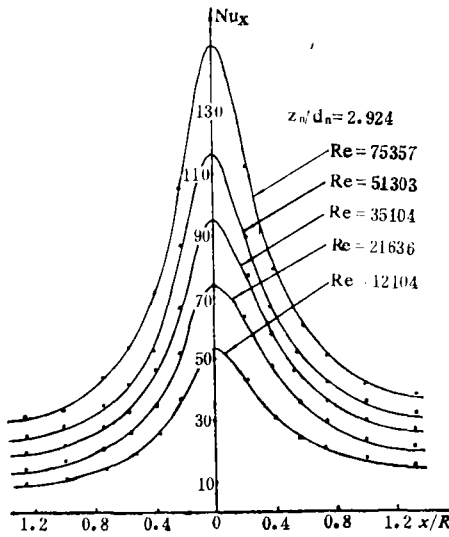


图 3 局部换热系数的一般分布曲线

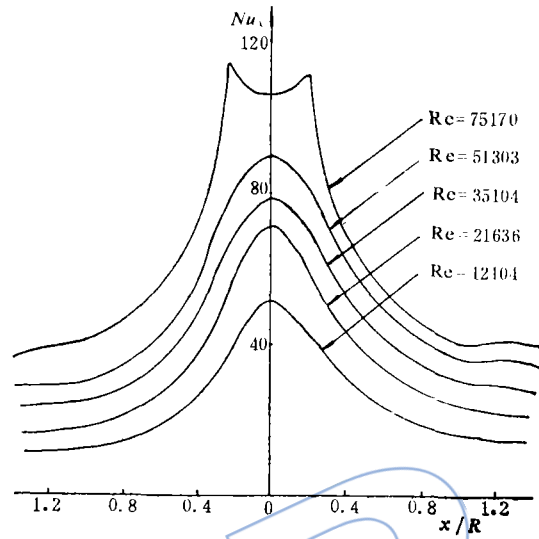


图 4 局部换热系数的特殊分布曲线

三、局部换热系数经验公式的整理

1. 驻点处换热系数的经验公式

根据相似理论, 驻点努赛尔数存在以下函数关系

$$Nu_o = f(Re, z_n/d_n, c_n/d_n, D/d_e) \quad (4)$$

根据前人经验, 可以假设这些无因次准则之间是幂函数的关系

$$Nu_o = C Re^{A_1} (z_n/d_n)^{A_2} (C_n/d_n)^{A_3} (D/d_e)^{A_4} \quad (5)$$

其中 C , A_1 , A_2 , A_3 , A_4 为待定常数, 由实验确定。用最小二乘法得出驻点换热系数的经验公式为

$$Nu_o = 0.279 Re^{0.783} (z_n/d_n)^{-0.224} (C_n/d_n)^{0.457} (D/d_e)^{-0.656} \quad (6)$$

本公式适用范围: $6000 < Re < 80000$, $0.5 < z_n/d_n < 4$, $2 < C_n/d_n < 6$, $24 < D/d_e < 168$ 。定性温度为参考温度 $T_o = T_\infty + 0.5(T_w - T_\infty) + 0.22(T_r - T_\infty)$, 定型尺寸为射流孔直径 d_n 。经验算, 式 (6) 与实验点的平均偏差为 8.9%。

2. 非驻点处局部换热系数的经验公式

(1) 由实验知道, 局部换热系数的一般分布曲线是呈高斯型的, 其函数表达式为

$$f(x) = \frac{1}{2\pi\sigma} \exp(-x^2/2\sigma^2), \text{ 对应于无因次局部换热公式的分布曲线, 其函数表达式为}$$

$$Nu_x = Nu_0 \exp[-B(x/R)^2] \quad (7)$$

取对数

$$\lg Nu_x = \lg Nu_0 - B(x/R)^2 \lg e \quad (8)$$

把实验点分别标在半对数座标中,发现 $\lg Nu_x$ 与 $(x/R)^2$ 并不是在整个凹腔内均呈直线关系的,而只是在 $x/R = 0 \sim 0.393$ 区域内线性性较好,如图 5 所示。因此,在这个区域内可以用高斯分布函数来描述。

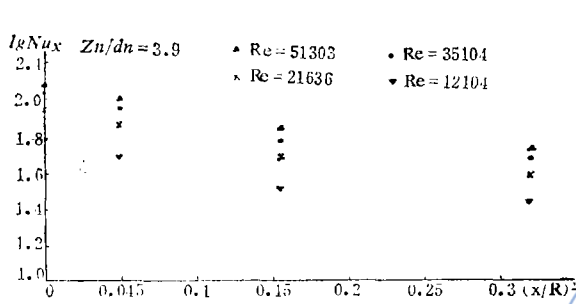


图 5 $\lg Nu_x \sim (x/R)^2$ 关系图

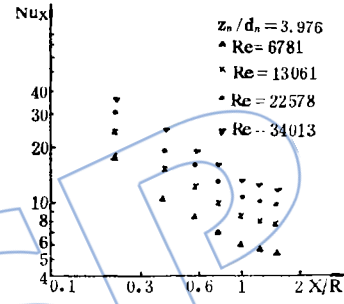


图 6 $\lg Nu_x \sim \lg(x/R)$ 关系图

(2) 进行坐标变换,把驻点以外各点的实验点标在双对数座标中,如图 6 所示。从图中可以发现,在 $x/R = 0.393 \sim 1.004$ 和 $x/R = 1.004 \sim 1.527$ 范围内分别为两段直线,这说明在这二个范围内分布曲线是服从幂函数关系的。

由上面的分析说明了沿整个凹腔的局部换热系数是很难用一个统一的函数表达式来进行描述的,它是由分段函数组成的。因此,我们就把服从高斯分布的区域称为驻点区,而把服从幂函数分布的区域称为壁射流区^[2]。

(3) 用最小二乘法整理出如下一组经验公式。

驻点区 $Nu_x = Nu_0 \exp[-B(x/R)^2]$ $x/R = 0 \sim 0.393$, 其中 Nu_0 见式(6)

$$B = 0.0895 Re^{0.192} (z_n/d_n)^{-0.347} (C_n/d_n)^{-0.165} (C/d_e)^{0.612} \quad (9)$$

$$\text{壁射流区 } Nu_x = C(x/R)^{-m_1} \quad 0.393 \leq x/R \leq 1.004 \quad (10)$$

$$Nu_x = C(x/R)^{-m_2} \quad 1.004 \leq x/R \leq 1.527 \quad (11)$$

$$\text{其中 } C = 7.19 Re^{0.48} (z_n/d_n)^{0.033} (c_n/d_n)^{0.309} (D/d_e)^{-1.032} \quad (12)$$

$$m_1 = 68.25 Re^{-0.229} (z_n/d_n)^{0.064} (c_n/d_n)^{2.128} (D/d_e)^{-1.16} \quad (13)$$

$$m_2 = 1.24 Re^{0.001} (z_n/d_n)^{0.068} (c_n/d_n)^{1.198} (D/d_e)^{-0.57} \quad (14)$$

以上公式的适用范围与公式(6)相同。

用本文经验公式计算的局部换热系数与对应的实验值相比较,如图 7 所示。

四、结 论

1. 沿半园柱形凹腔冲击冷却的局部换热系数的一般分布为高斯型分布曲线,而在某些条件下,如大孔径、大间距、高雷诺数下会出现双峰状的特殊分布。

2. 间距比对分布曲线影响不大,而射流雷诺数和构件几何尺寸对分布曲线的影响则较显著。

3. 沿半园柱形凹腔的冲击冷却局部换热系数的分布曲线是一个分段函数,驻点区为高斯分布函数,壁射流区为幂函数分布。

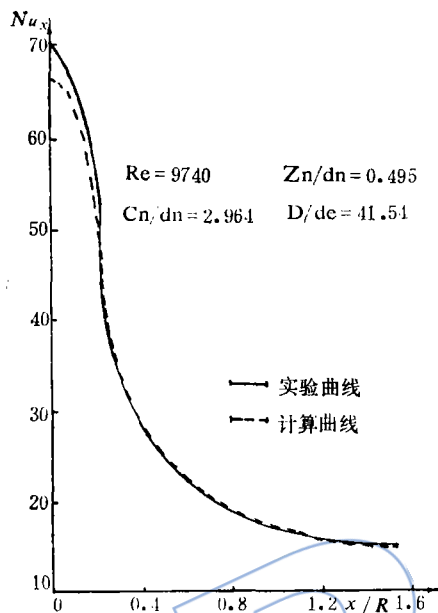


图 7 局部换热系数的经验公式与实验数据的比较

参 考 文 献

1. 郑际睿、王宝官,“模拟透平叶片冲击冷却的实验研究”,中国工程热物理学报第一卷第二期,1980.5,pp.165-175。
2. Clevenger, W. and Tabakoff, W., “Investigation of the Heat Transfer Characteristics of a Two-Dimensional Jet Impinging on a Semicylinder”, AD-697165, 1965.

(责任编辑 杨帆)

简 讯

生 动 活 泼 的 研 讨 班

为了推动叶轮机气动弹性力学这一新兴学科在我国的发展,中国航空学会动力专业委员会、中国力学学会流体力学专业委员会与北京航空学院于1986年8月联合举办了“**叶轮机气动弹性力学**”研讨班。由7名教授、1名高工、8名副教授、4名讲师和工程师进行了系统地讲课和作了20次专题报告。这次研讨班有明显的特点:

1. 参加人员的面比较广。众多不同部门人员的参加,促进了科技培训的横向开拓,有助于新理论、新技术在不同单位之间的流动转移和向基础薄弱单位的扩散。
2. 研讨班的主教材《叶轮机气动弹性力学引论》(周盛等著),填补了国内的空白。
3. 有的参加者在自己所从事的工作领域内,具有较丰富的理论知识和实践经验,是该领域的专家。他们既上台讲课又参加听课和研讨,取得了较好的教学效果,
4. 主讲内容和有关专题报告都具有较高学术水平,突出了学科的边缘性和交叉性。

叶轮机气动弹性力学对航空发动机和其他叶轮机的发展有重大影响,但国内基础尚较薄弱,大家认为举办这次研讨班是十分必要的,而且这种互教互学的形式生动活泼,值得加以推广。

(杨 帆)

which is divided into two classes, by comparison and by simulation. Stress is put on the simulating experimentation.

It is indicated that even if the values of the ratio of cooling mass flow K_G , ratio of air temperature to gas temperature K_T and Reynolds number of gas flow Re_g remain constant, the operating state of the cascade is not definite, i.e. the turbine cascade may work at various level of temperature and pressure. In consequence it is proposed to specify a range of temperature and pressure for a comparative experiment.

In respect of the simulation experimentation the following relationship of the similarity criterions is formulated on the basis of theory of similarity,

$$\theta = \frac{T_{g1} - T_w}{T_{g1} - T_{c1}} = f \left(\frac{p_{g2}}{p_{g1}}, \frac{p_{c1}}{p_{g1}}, \frac{\mu_{g1} \sqrt{p_{g1}}}{c_{pg1} T_{g1}}, \frac{\mu_{c1} \sqrt{p_{c1}}}{c_{pc1} T_{c1}} \right)$$

here the θ is relative cooling effectiveness, the T_{g1} and T_{c1} are the temperatures of gas and cooling air respectively at inlet of the cascade, p_{g1} and p_{g2} are gas pressures at inlet and exit of the cascade, p_{c1} is air inlet pressure, μ_{g1} and c_{pg1} are viscosity and specific heat of gas at temperature T_{g1} , μ_{c1} and c_{pc1} are those of cooling air at temperature T_{c1} .

An important criterion of simulation is introduced that the experimental temperature must be lowered as the experimental pressure drops.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF LOCAL HEAT TRANSFER CHARACTERISTICS BY IMPINGEMENT COOLING

Ren Linghua and Zheng Jirui
(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

The simulation of the local heat transfer characteristics of the leading edge region of a turbine blade by impingement cooling of concave surface with a row of circular air jets has been investigated experimentally.

The effects of Reynolds number, the dimensionless distance between the jet and the target, the compound geometrical configurations both of the impingement tube and target on the local heat transfer coefficients are discussed. The special distributions of local heat transfer coefficients are also analyzed.

It is found from a large amount of experiments that the heat transfer coefficient distribution is not a simple Gauss function. The Gauss function fits the experimental data satisfactorily only at the stagnation region, while the local heat transfer coefficients in the jet region at the wall can be expressed in exponent functions.

A set of empirical formulas which describe the distribution of the local heat transfer coefficients by impingement cooling have been obtained from the experimental data by means of least square approach.

APPLICATION OF SHOCK TUNNEL TO HEAT TRANSFER EXPERIMENTS ON TURBINE BLADE

Li Jingmei, Zhao Runming, Wang Jinan

(*Institute of Mechanics, Academia sinica*)

Abstract

Transient wind tunnels and their supplementary instrumentation have been used to examine the flow and heat transfer around hypersonic vehicles. The purpose of this paper is to describe their application to turbine cascade testing and refinements of its heat transfer measurement techniques.

The shock cascade tunnel was reconstructed, and the surface pressure distribution and the surface heat flux of blades were measured at stream free conditions of $Ma_\infty = 0.15$ and 0.21 , $Re_\infty/L = 1 \times 10^7$, $T_O/T_W = 2.2$, in the shock cascade tunnel. The results of the experiments show that this experimental scheme is feasible.

APPLICATION OF LOW BTU GASES TO AEROENGINE MODIFIED FOR INDUSTRIAL USE

Jiao Shujian

(*Tsinghua University*)

Abstract

At present, we are confronted with the realistic conditions to modify aero-engines for burning low BTU gases. The combustion characteristics of these gases are presented in this paper. Some difficulties encountered in burning of these gases in gas turbine combustors are considered and their solutions are proposed through several typical examples of combustor configuration. In addition, the necessary modifications for other components and their operating systems in the aeroengine are also presented in order to provide some guidelines for future work in aeroengine modification for industrial utilization.