

近距离散冲击射流宏观流动品质的研究

北京航空航天大学 康滢* 邱绪光 曹玉璋 周维

摘要】 离散射流宏观流动特性主要是指离散射流的均匀化特性或一排圆射流的二维化进展情况。本文对一排圆射流的自由射流及大空间下的冲击射流宏观流动特性进行了实验研究, 目的在于确定在近距离散射流冲击下驻点附近小区内流动的不均匀性, 这种不均匀性有可能导致冷却的不均匀性。

关键词: 离散射流 自由射流 冲击射流 均匀化特性

1 实验模型及实验系统

实验所用模型的形状为一排水平 7 孔的圆射流喷孔, 其几何参数为孔径 $d_n = 5.86\text{mm}$, 孔中心距 $c_n = 14.5\text{mm}$, 喷口总面积 $f = 7\pi d_n^2/4\text{m}^2$, 喷口长度 $L = 0.1\text{m}$, 当量缝宽 $b = f/L = 1.89 \times 10^{-3}\text{m}$ 。

实验由贮气罐经减压阀、稳定箱供气。对无壁面阻挡的冲击射流即自由射流测压点在 7 孔中心线所在平面内, 位置为在距喷口为 s 的距离处正对喷孔中心及正对孔中心连线中点处, 共 13 个测点。 s 亦为射流自喷口至该处的行程。在有壁面阻挡的冲击射流实验中, 靶面上的测压位置见图 1, 图中 61-81、62-82、63-83 为距靶面上理论驻点线距离为 $y = 1d_n, 2d_n, 3d_n$ 处气流的静压测点 (测静压与大气压差), 而这些地方的总压 (测总压与大气压差) 则由可移动的测压管紧贴壁面且垂直于驻点线来测量。实验中由靶面到喷口的距离用 z_n 表示, 则出喷口的射流行进到靶面 y 处的总行程 $s = z_n + y$ 。实验中气流流量 G 用标准流孔板测得。雷诺数按下式计算: $Re = G \cdot 2b / (f \cdot \mu)$, 式中 μ 为气体动力粘性系数。

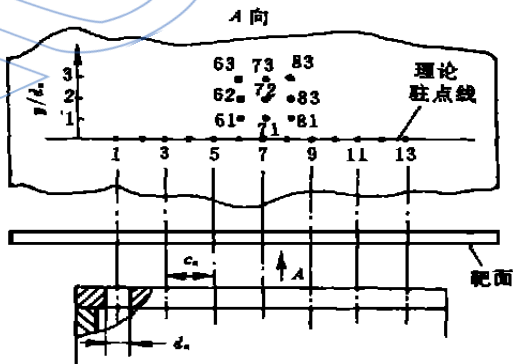


图1 靶面上测压孔位置

2 实验结果及分析

(1) 一排圆射流孔自由射流实验结果如图 2 所示。由于射流静压与环境压力相差较少, 所以所测总压与环境压力之差 P^* 反映了气流速度的大小。由图 2 中看到, 由于射流是三维的, 所以在气流出喷口后行进中其动压 P^* 沿射流排方向 (展向) 是很不均匀的, 这种不均匀程度

随其行程 s 加大而不断下降。现定义 m 来衡量射流行进中的不均匀程度, 它也间接反映了三维圆射流在行进中二维化的程度。 m 值越小则二维化程度越高, 理论上 $m=0$ 为二维缝射流, 定义 $m = (P_j^* - \bar{P}_0^*) / \bar{P}_j^*$ 。式中 $\bar{P}_j^*$ 表示在某一行程中奇数测点 (即正对射流孔中心) 动压 P^* 的平均值。 $\bar{P}_0^*$ 表示在同一行程中偶数测点 (即正对两相邻射流孔中心连线中点处) 动压 P^* 的平均值。对于在大气中行进的一排圆射流的自由射流不均匀度 m 值随 s/d_n 的变化见图 3。由图 3 可见随 s/d_n 的增加 m 值逐渐减小, 射流在距喷口 $s/d_n > 10$ 处方能基本上二维化 ($m \rightarrow 0$), 即在展向实现自

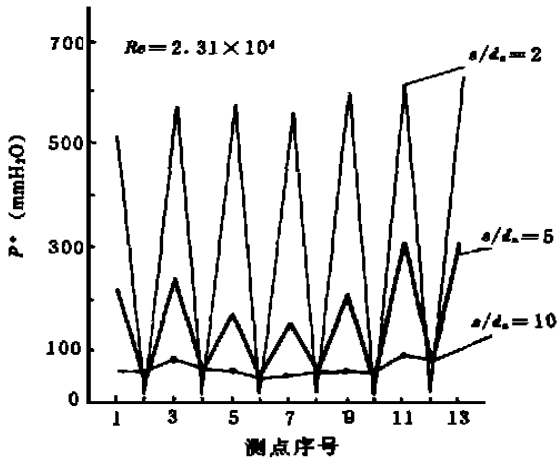


图 2 圆射流自由行进中的 P^* 随 s/d_n 的变化

匀化所需行程较大, 这也是可以予料的。因为其均匀化过程完全靠各射流之间紊流掺混及相互引射, 是一个动量及动能紊流掺混的过程, 整个掺混空间无静压差别。

(2) 有壁阻挡的一排圆射流即非自由射流, 在靶面上 $y/d_n = 0.1, 2$ 处进行压力测量, 此时冲击射流的不均匀度 m 随 s/d_n 加大而很快下降 ($s = z_n + y$) 如图 3 所示, 当 $z_n/d_n = 1$ 时, 其

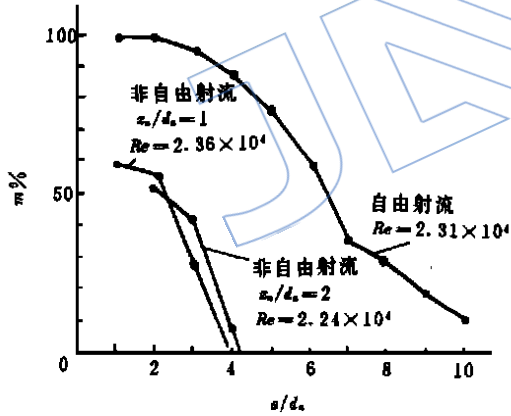


图 3 圆射流不均匀度 m 随 s/d_n 的变化

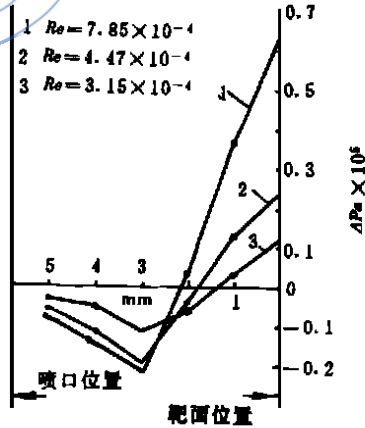


图 4 圆射流排 s 向不同位置上 ΔPa 值 ($z_n/d_n = 1$)

射流不均匀度 m 值在靶面的驻点线上就已降至 58%, 在 $z_n/d_n = 2$ 时, 在靶面驻点线上 m 值已降至 52%。射流冲击到壁面折转后, 迅速均匀化: 在 $z_n/d_n = 1, s/d_n = 4$ 处 (即 $y/d_n = 3$) 已接近完全匀化; 在 $z_n/d_n = 2, s/d_n = 4$ ($y/d_n = 2$) 处 m 值为 10% 左右, 其不均匀度相当于在自由射流时 $s/d_n = 10$ 处的数值。这就是说有壁阻挡的冲击射流达到二维化的距离大大缩短。因为这时存在帮助匀化的静压梯度。为研究射流行进中静压分布, 又进行以下实验。

(3) 对一排圆射流在 $z_n/d_n = 1$ 时, 测喷口和靶面之间, 沿 s 向不同位置的静压与环境压差值 ΔPa 其结果如图 4 所示。实验表明与大气中自由射流静压变化的情况相差很大。在大气

中自由射流时,在喷口后静压开始逐渐有所下降直至位流核心终了,最低压力比环境压力低 4% 左右。而在本实验中,冲击射流静压力在出喷口后下降幅度很大,且随 Re 数增大下降的最大幅度也不断增大。在 $Re = 3.15 \times 10^4$ 时其射流静压低于环境压力,其最大幅度为环境压力 10.2%,而当 $Re = 7.85 \times 10^4$ 时射流静压低于环境压力,其最大幅度为环境压力的 20%。之后静压又沿行进方向迅速上升,在壁面处达到最大压力。压力的迅速上升使达到壁面折转后的气流速度迅速均匀化,使二维化程度加快,因而使均匀化的距离比自由射流时大大减小。若使 $m < 10\%$,在自由射流中要求 $s/d_n > 10$,而在 $z_n/d_n = 1$ 或 2 的冲击射流中 $s/d_n = 4$ 即可。

对于自由空间的单个圆冲击射流或二维缝射流,人们将其分为如下四个区段:从喷口起至“位核”终了为起始段,过渡段由于很短而被忽略,之后为基流段,再后为近壁区的滞止折转段,完全折转后成为半壁射流段。但对于近距冲击流则无可能分以上几个流区,它是始段未完即已接近邻壁滞止与折转区。由于喷口至靶面距离总共只有一个喷孔直径左右,整个射流,尤其是折转流及折转后的流动可能对喷口附近区域的引射作用大大增强,从而导致喷口附近的较大的低压(低于环境压力),流速越高,引射作用越大,这导致射流雷诺数越大,出口附近静压越低。所谓射流雷诺数主要反映质量流量及流速,从而也反映射流马赫数,马赫数加大其作用宛如障碍(靶面)前移,使喷口附近的引射作用猛增。

在邻近壁面处,由于壁面的不透性使流体滞止和折转,而引起邻壁区的高压(高于环境压力),在壁面处压力最大,这是离散非自由射流迅速二维化的原因。

(4) 在离散冲击射流实验中发现, $z_n/d_n = 1$ 的 83 点和 $z_n/d_n = 2$ 的 63、83 点即正对喷孔中心连续中点处测出的动压,比正对喷孔中心的 73 点的动压要高。这说明在靶面上正对喷孔间比正对喷孔中心的 y 向流速来得高,这是由于一股射流到达壁面后折转,在其沿壁面的行进中,恰似一个个源流,孔隙间流速之所以大意味着两个幅射状圆射流源在此处相加,其结果流线密度加大。预计在此处换热也会有所加强,有待实验中进一步验证。

has obtained with the kerosene coolant through an even-heated straight tube, and relation between the heat transfer cooling of kerosene and water has been determined in the case of the vapor-liquid two-phase boiling flow. The key problem of the kerosene used as coolant is "coking property" and instability of wall temperature. However, it does happen in some particular working conditions, but the working conditions can be regulated with an empirical formula for the initial point annular flow Z_N to eliminate the coking zones. The Several useful conclusions have been drawn for the cooling passage of turbine vane.

STUDY ON FLOW CHARACTERISTICS OF SEPARATED IMPINGEMENT JETS AT SHORT DISTANCE

Kang Ying, Qiu Xuguang, Cao Yuzhang, Zhou Wei
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

In conventional practice a row of separated circular jets is used in turbine blade or vane for impingement cooling and the relative distance z_n/d_n is very small ($z_n/d_n \leq 2$). In this case, study on longitudinal uniformity of the cooling on the surface of the blade or vane is necessary. In our experiments, the uniformity of the velocity distribution at large relative distance ($z_n/d_n > 10$) is achieved by free jet in atmosphere, but the distribution of jet velocity is rapidly uniformized when the jets strike against the target surface and flow along the surface. The reason of the uniformization is the turbulence mixing and the effect of pressure difference. This work contributes to good understanding for uniformization of cooling on the surface of the blade or vane.

COMPARATIVE EXPERIMENTAL RESEARCH ON SPRAY FIELDS OF HEAVY AND CONVENTIONAL AVIATION KEROSENE

Wang Jian (*The 31th Research Institute*)
Wang Jiahua (*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

Laser holography was used to measure the fuel spray characteristics of heavy jet kerosene and conventional aviation kerosene downstream after a simple orifice injector. The spatial distribution of droplet size and Sauter Mean Diameters (SMD) for two kinds of kerosene have been obtained and compared. In this paper, the effects of air velocity and pressure drop on the fuel spray field are considered. The following conclusions are drawn from the experimental data: 1. The magnitude and distribution of droplet size are determined by the air velocity. 2. The SMD for the two fuels are, to some extent, related to the fuel pressure. 3. The variation of the fuel pressure has less influence on the SMD of the two fuels. 4. The empirical formulas are provided for evaluating the effects of the air velocity and the fuel pressure on the SMD.

RESEARCH ON WZ-5 TURBOSHAFT ENGINE WITH A REBUILT HIGH-TEMPERATURE TURBINE

Tian Wangnan (*Nanhua Power Research Institute*)

ABSTRACT

A WZ-5 turboshaft engine has been modified with a rebuilt high-temperature turbine as a ground power plant. The engine can make full use of its turbine inlet temperature through varying areas of both gas generator turbine and power turbine nozzles and reduce the rotor speed, thus a sufficient surge margin is provided and the output shaft