

从牛顿冷却公式得,冲击冷却的平均换热系数可表达为:

$$h = QL(S\Delta T) \quad (2)$$

S 为换热靶板的面积,  $\Delta T$  为换热的温差; 本文采用的是冷流和靶板间的对数平均温差。由此可得到冲击换热的平均努氏数为:

$$Nu_d = \frac{hd}{\lambda} = \frac{WC_p d}{S\lambda} \ln \frac{T_w - T_f}{T_w - T_f - \frac{Q}{WC_p}} \quad (3)$$

以上各式中, 定性温度均为  $T = (T_f + T_w) / 2$ 。本文通过实验, 测量上式中各未知量, 并通过上式计算冲击换热的平均努氏数, 综合国内外文献结果, 冲击换热的平均努氏数与换热的几何参数、冲击孔的雷诺数等的关系可用下式表示:

$$Nu_d = \frac{hd}{\lambda} = c \left(\frac{x_n}{d}\right)^a \left(\frac{Z_n}{d}\right)^b Re_d^y Pr^{1/3} \quad (4)$$

利用多元线性回归法可确定式中各系数和指数, 从而得出冲击换热的准则关系式。

## 2 结果与分析

经过大量的反复实验, 并对实验数据进行计算后, 得出在不同的冲击间距  $Z_n$  和冲击冷却流量下的平均努氏数  $Nu_d$  和孔的雷诺数  $Re_d$  等。在本文的研究范围内, 冲击孔板的压力损失控制在 10% 以内, 这样射流空气的马赫数小于 0.3。故将空气视为不可压流体来处理。图 2 给出了 9 块冲击孔板 ( $X_n/d$  各不相同), 在同一  $Z_n$  下  $Nu_d$  随  $Re_d$  变化的最佳拟合曲线, 方程 (4) 中  $Re_d$  的指数也同时在图中给出。

图 3 反应了在不同  $Re_d$  的条件下,  $x_n/d$  对平均努氏数  $Nu_d$  的影响。图 4 是式 (4) 中  $Re_d$  的指数  $y$  随冲击间距  $Z_n$  的变化情况, 从图中也可以看出,  $y$  随  $Z_n$  的变化基本上是直线, 这说明  $Z_n$  的变化对冲击换热的影响不是很大。

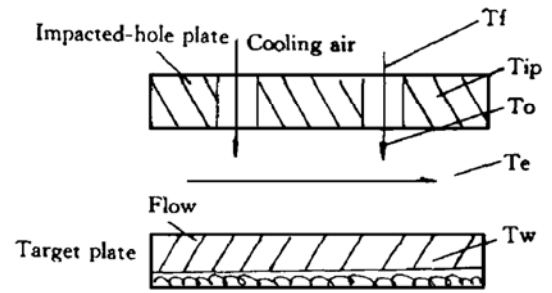


Fig. 1 The model of impinging cooling

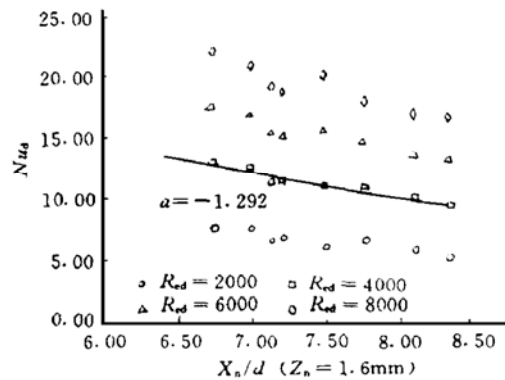
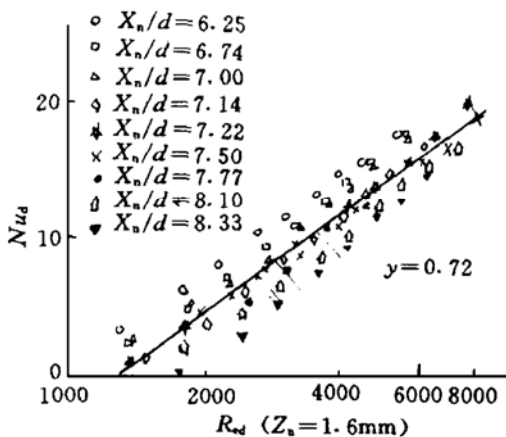


Fig. 2 The curve of  $Nu-Re$  in the different  $X_n/d$  Fig. 3 The curve of the exponent in the different  $X_n/d$

将实验所得的数据结果, 采用多元线性回归法处理后可得  $c = 0.128$ ,  $y = 0.7$ ,  $a = -1.29$ ,  $b = 0.071$ 。同时, 线性回归的平均标准偏差为 0.062, 复相关系数为 0.9, 线性回归的效果很

好, 因而, 式 (4) 的具体形式为:

$$Nu_d = 0.281 \left(\frac{X_n}{d}\right)^{-1.29} \left(\frac{Z_n}{d}\right)^{0.071} Re_d^{0.76} \quad (5)$$

本文结果与文献结果的比较: 影响冲击换热的平均努氏数  $Nu_d$  的主要因素是孔的雷诺数  $Re_d$ , 文献 [2] 没有给出具体的  $y$  值。文献 [1] 的研究结果为 0.78, 而本试验的结果为 0.76, 与文献 [1] 结果较符合。

文献 [1] 的结果说明, 冲击间距或冲击间距与冲击孔径之比对冲击换热的平均努氏数  $Nu_d$  的影响相当小, 可予以忽略, 文献 [2] 的结果与文献 [1] 相类似; 但是文献 [2] 给出了具体的  $b$  值, 约为 0.091; 本文结果为 0.071, 也相当符合。文献 [1] 的结果同时给出了指数  $a$  的值约为 -1.08, 而文献 [2] 则认为,  $X_n/d$  对平均努氏数  $Nu_d$  的影响并非是纯指数函数的关系, 因而没有给出具体的  $a$  值。本文的结果采用文献 [1] 的表达形式,  $a$  的值为 -1.29, 与文献 [1] 的结果比较起来, 也基本相符。式 (4) 中常数  $C$ , 文献 [1] 为 0.29, 而在其他文献中似乎没有相类似的结果; 本文为 0.281, 几乎与文献 [1] 相同。

### 3 结 论

(1) 冲击孔的雷诺数  $Re_d$  是影响冲击换热的主要因素, 随着冲击孔的雷诺数  $Re_d$  的增加, 冲击射流的速度增加, 冲击换热加强; 冲击换热的平均努氏数  $Nu_d$  随冲击孔的雷诺数  $Re_d$  的增加而呈上升趋势。

(2) 在冲击孔的几何参数为  $X_n/d=6.25\sim 8.33$  的范围内,  $X_n/d$  也是影响冲击换热的一个主要因素, 冲击换热的平均努氏数  $Nu_d$  在冲击间距  $Z_n=0.8\text{mm}\sim 4.8\text{mm}$  内, 随着  $X_n/d$  的增加呈下降趋势。

(3) 在冲击间距  $Z_n=0.8\text{mm}\sim 4.8\text{mm}$  内, 冲击间距  $Z_n$  或冲击间距与冲击孔孔径之比  $Z_n/d$  对冲击换热的影响很小, 冲击换热的平均努氏数  $Nu_d$  随  $Z_n/d$  的增加有微弱上升的趋势。因而, 在具体的工程应用中, 甚至可以不考虑  $Z_n/d$  对冲击换热的影响。

(4) 在本文的实验研究的范围内, 冲击孔的雷诺数  $Re_d$ 、冲击孔间距与冲击孔孔径之比  $X_n/d$  以及冲击间距与冲击孔孔径之比  $Z_n/d$  等, 对冲击换热的平均努氏数  $Nu_d$  的影响, 可以用式 (5) 表示。

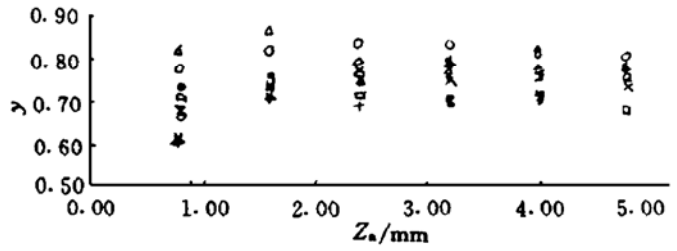


Fig. 4 The curve of the exponent  $y$  in the different  $Z_n$

### 参 考 文 献

- 1 Andrews G E, Asere A A, Hussain C I, et al. Full coverage impingement heat transfer: the variation in pitch to diameter ration at a constant gap. AGARD-CP-390
- 2 Kercher D M, Tabakoff W. Heat transfer by a square array of round air jets impinging perpendicular to a flat surface including the effect of spent air. ASME, J of Engineering for Power, 1970, 92(1): 73~82.

# 微推偏火箭喷管非对称 内流场数值模拟\*

杨余旺 郑 亚 丘光申 季宗德

(南京理工大学机械学院, 南京, 210094)

**摘 要:** 研究了入流倾斜于喷管超音速段轴线的微推偏喷管内流场。数值方法是具有高分辨率高精度的三维隐式有限体积的 TVD 格式。针对一系列典型锥形喷管和钟型喷管, 数值模拟结果得出非对称内流场的侧向力和侧向力矩随喷管几何结构以及入流条件变化的一些特征, 并同有关实验结果符合良好, 对微推偏喷管设计具有一定的指导意义。

**主题词:** 火箭发动机喷管, 偏航力矩, 流动分布, 数值仿真

**分类号:** V431

## NUMERICAL SIMULATION FOR NONSYMMERICAL INTERNAL FLOW IN THE MINI-THRUST MISALIGNMENT ROCKET NOZZLE

Yang Yuwang Zhen Ya Qiu Guangsheng Ji Zongde

(School of Mechanics, Nanjing Univ. of Science and Technology, Nanjing, 210094)

**Abstract:** The internal flow in the mini-thrust-misalignment nozzle where the inlet flow is not parallel with the axis of its supersonic section is studied. Three-dimensional implicit finite volume TVD scheme with high distinguishability and accuracy resolution is used in the numerical method. For some typical conic and contour nozzles, the characteristics of the change of the side force and moment produced by non-symmetrical internal flow with the geometrical structure and inlet flow conditions of nozzles are described. The numerical results agree well with some related experiment results. This method can be used as a guide for the design of mini-thrust-misalignment nozzles and the selection of rocket nozzles.

**Subject terms:** Rocket engine nozzle, Yawing moment, Flow field, Numerical simulation

### 1 引 言

火箭喷管内非对称内流场是产生推力偏心的原因, 这种非对称内流场可归结于喷管几何形状的不规则性和喷管入流的不规则性。文献 [1] 用一维小扰动法研究锥型火箭喷管的非对称流场, 但局限于小扩张半角的锥形喷管, 文献 [2] 用的特征线方法局限于超音速流场流动。本文采用的隐式有限体积 TVD 格式, 具有高精度, 高分辨的特点, 可以求解亚、跨、超混合流场, 不受喷管壁面形状和参数限制。本文用此法计算了锥型喷管 CN (图 2)、抛物线母线喷

\* 收稿日期: 1997-03-27, 修回日期: 1997-08-11, 本项目由兵器科学研究院预研基金资助