

# 平板上直立圆柱引起的三维湍流 分离流的传热特性

## HEATING CHARACTERISTICS IN TURBULENT SEPARATED FLOW CAUSED BY A CYLINDER NORMAL TO A FLAT PLATE

中国科学院力学研究所 唐贵明

Institute of Mechanics Academica Sinica  
Tang Guiming

关键词 热流测量, 分离流, 激波边界层干扰。

**Abstract** An experimental study was conducted on interference heating characteristics caused by a long cylinder normal to a flat plate in shock tunnel at a Mach number of 5.2 and unite Reynolds number of  $2.3 \times 10^7/m$ . Detailed heating distributions were measured on both the cylinder and the plate near it. Analysis of the heating distributions in conjunction with the visualized flowfield indicates that the multiple-peaked shape of the heating distribution in the symmetric plane of the separation region is related to the multiple vortex configuration. Heating peaks occur at attachment points and low heating spots correspond to separation points. Approximate methods are given for determining the angle of the separation shock wave, the deflected angle of the flow behind the separation shock wave, the peak values and their locations on both the cylinder and the plate. The results are found to be in reasonable agreement with data from other investigators for a wide range of flow conditions.

**Key words** heat transfer measurement, separated flow, shock wave-boundary layer interaction

1. 实验目的与方法 航天飞行器再入大气层时, 其表面突出物引起的三维湍流分离, 使局部热流急剧增加<sup>[1]</sup>。突出物激波与湍流边界层的干扰流场很复杂, 需要较多的测量数据揭示其流动规律。为此, 在激波风洞中  $Ma_1=5.2$ ,  $Re/L=2.3 \times 10^7 m^{-1}$  的气流条件下, 测量了平板上直立圆柱干扰区中柱前缘及其邻近平板上的热流分布, 并拍摄了激光纹影照片。

圆柱直径  $D=4$  cm, 高  $H=12$  cm, 安装在离平板前缘  $x=0.52$  m 的中心线上。平板长 0.7 m 宽 0.35 m, 攻角为零度。热流传感器是铂薄膜电阻温度计, 安装在柱前缘及其周围平板上, 测点间距可小于 1 mm。

1987年8月21日收到

### 2. 实验结果

a. 分离区对称面热流分布及其流场 圆柱前缘及其上游平板中心线上热流分布和纹影照片记录的流场一起绘于图1(a)中。图中脚注“1”表示的量为平板上无干扰值(下同),  $q_s$ 为柱面无干扰时的驻点热流,  $r$ 为自柱面算起的平板表面距离,  $s$ 为自平板算起的柱面距离, 分离激波下的虚线为剪切层外缘。阴影区对应逆流区(图1(b))。高超音速气流流过平板上圆柱时, 圆柱的头激波与平板湍流边界层相互干扰引起了三维湍流分离, 上游分离激波撞在头激波上, 形成了 $\lambda$ 激波。由于激波与边界层, 激波与激波相互作用, 使柱面及邻近平板上热流急剧升高, 在分离激波延伸与平板交点 $s$  ( $r=1.9D$ )附近, 干扰开始, 热流增加, 并很快升至一平台值, 平台区长达 $1.3D$ 。在点 $A_1$  ( $r=0.68D$ )平台达最高值(即平板上第一峰值), 然后突然下降, 在点 $s_1$ 为谷底 ( $r=0.58D$ )。在紧靠根部附近的平板上存在一尖峰形分布, 其峰宽与头激波脱体距离相当。最高峰值 $q_{r,k}=25q_1$ , 峰值点在 $A$ 点 ( $r=0.1D$ )。在柱面上, 自根部向上热流逐渐降低, 在点 $P$  ( $s=0.2D$ )达前缘最低值。此点往上由于剪切层再附, 热流又迅速上升, 在点 $R$ 达前缘第一峰值。再往上由于发射于激波三叉点 ( $s_{1,r}=0.67D$ )的射流层撞在柱面上, 使热流上升到更高的值, 形成了又一尖峰形分布, 其峰宽与射流层厚度相当。柱面最高峰值 $q_{r,k}=5q_s=45q_1$ , 峰值点  $s_{r,k}=0.65D$ , 且  $s_{r,k} \approx s_{1,r}$ 。

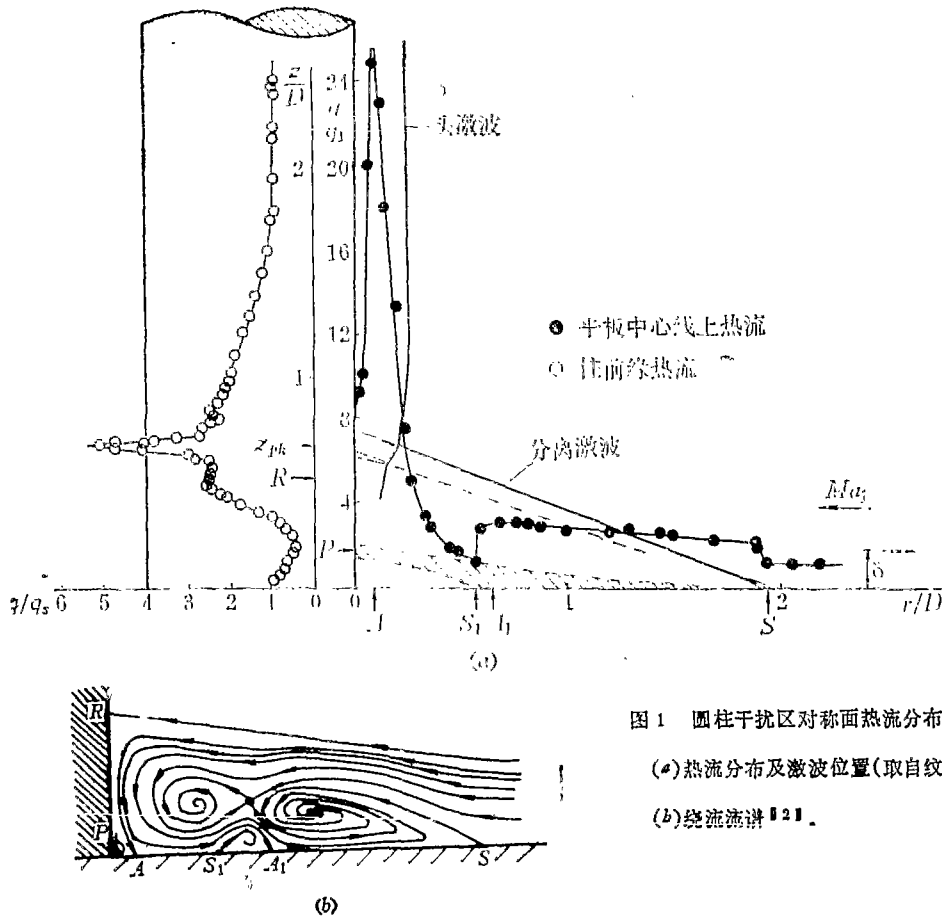


图1 圆柱干扰区对称面热流分布与流场  
(a)热流分布及激波位置(取自纹影照片),  
(b)绕流流谱

圆柱引起的分离再附区存在上述“多峰多谷”式的热流分布是由流场的多旋涡结构引起的。Sedney<sup>[2]</sup>根据油流流谱及Norman烟风洞流场显示结果提出了四旋涡流场结构(图1(b))。油流显示的三对分离再附点(S, R; P, A; S<sub>1</sub>, A<sub>1</sub>)分别与干扰热流分布的谷值点和峰值点相对应。如油流实验<sup>[2]</sup>测得 $r_A=0.12D$ ,  $z_P=0.17D$ ,  $s=2.3D$ , 与上述热流分布中相应点的值很接近。这些现象证实干扰区热流分布的峰值点是旋涡流线的附着点, 而谷值点是分离点。A点附近气流来自剪切层外层中高能流(图1(b))故A点及其附近热流很高。如 $Ma_1=9$ 时, A点热流峰值高达50倍于干扰平板值<sup>[3]</sup>。

b. 干扰热流峰值 热流峰值及其位置的预计对航天器的防热设计非常重要。但复杂流动的气动热特性的预测目前主要依靠风洞实验数据<sup>[4,5]</sup>。

圆柱前缘最大热流峰值可由下式计算<sup>[6]</sup>。

$$q_{pk}/q_1 = (P_{pk}/p_1)^{0.05} \quad (1)$$

其中压力比是气流通过两道斜激波后的驻点压力与分离激波前静压( $p_1$ )之比的计算值<sup>[8]</sup>。图2给出计算结果与实验值的比较, 两者符合较好。计算中假定气流通过分离激波后的偏转角 $\theta_D=12^\circ$ (图5)。

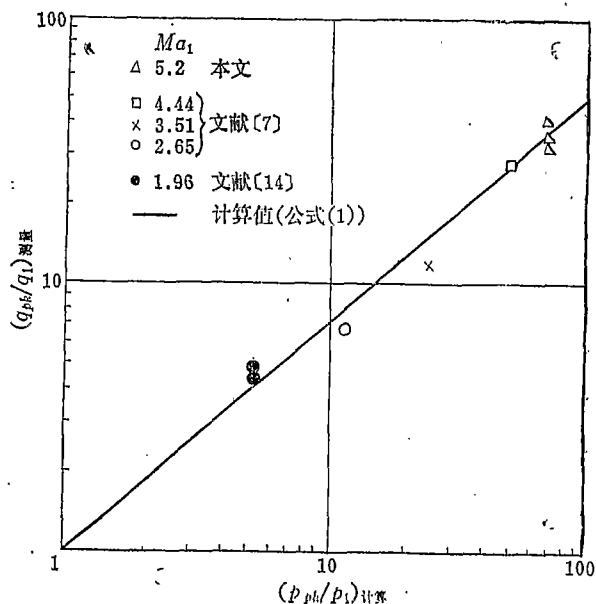


图2 圆柱前缘最大干扰热流峰值

圆柱前平板中心线上最高热流峰值可用(2)式计算<sup>[3]</sup>。

$$(q_{pk}/q_1) - 1 = 25Ma_1^{0.8} Re_x^{-0.2} \quad (2)$$

其中 $Re_x$ 为浸润长度雷诺数。测量数据与计算值比较示于图3中。除文献(10)的数据偏低外, 计算值与实验结果符合较好。

文献(10)的数据偏低主要是该区域热流梯度大, 测点稀, 未测得真正的峰值。因此本实验采用高密度测量点阵传感器, 测得了较为真实的峰值。

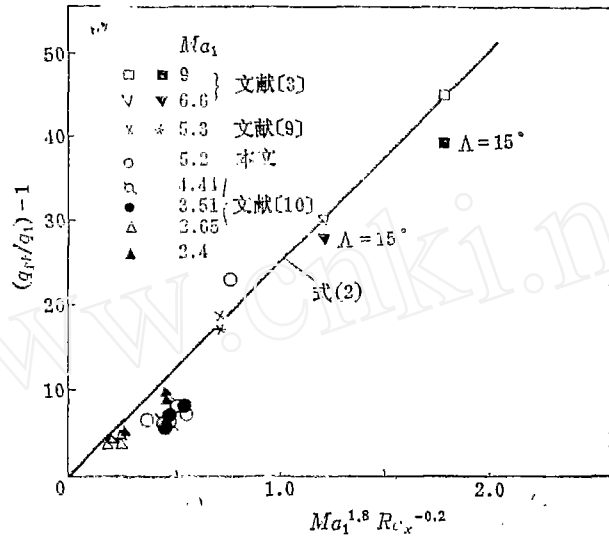
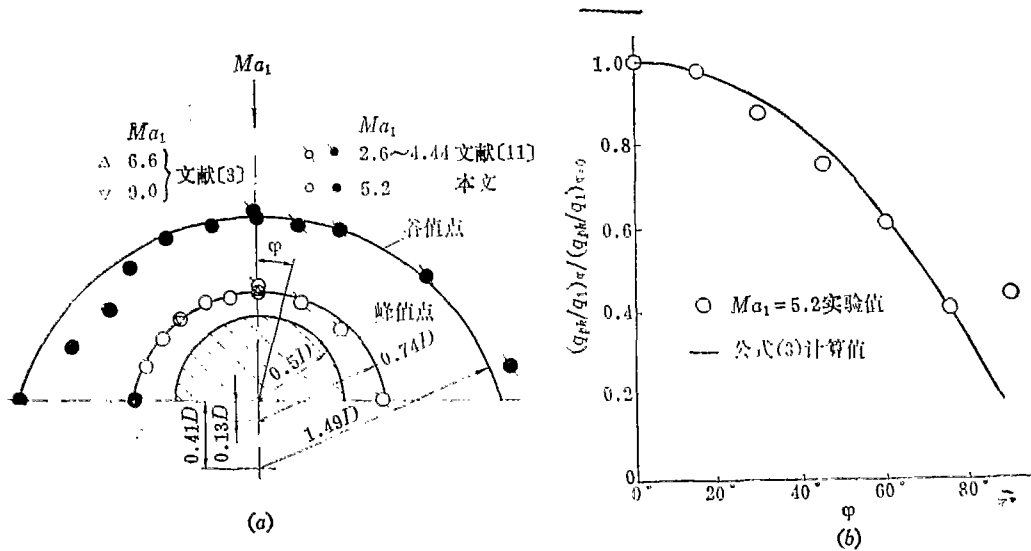


图 3 圆柱前平板中心线上最大热流峰值

圆柱其他径向线上的平板热流分布形状与平板中心线上的基本相似。根据圆柱周围平板热流分布可确定平板热流峰值点轨迹及峰值变化规律。实验结果表明圆柱周围平板上最高峰值点轨迹是半径为  $0.74D$  的半圆弧曲线 (图 4)，峰值沿此轨迹的变化可由下式近似。

$$\frac{(q_{pk}/q_1)_{\varphi}}{(q_{pk}/q_1)_{\varphi=0}} = \cos(\varphi - \arcsin(0.18\sin\varphi)) \quad (3)$$

$\varphi < 80^\circ$  时, (3) 式与实验数据符合相当好 (图 4)。



(a) 峰值点和谷值点轨迹;

(b) 峰值分布

图 4 平板上峰值点和谷值点轨迹及峰值分布

图 4 中热流峰值点和谷值点轨迹形状与油流流谱<sup>[2]</sup>中的附着线和分离线相似，这说明圆柱前干扰区内旋涡沿两侧旋向下游，形成了马蹄涡，其旋涡强度由两侧向下游逐渐降低。因此热流峰值也随之下降。这就可解释航天器再入时，为什么突出物周围附近表面会产生马蹄形烧蚀沟槽。

三维分离流平台区压力比随  $Ma_1$  变化<sup>[12]</sup>，但平台热流比值似乎随  $Ma_1$  变化不大。根据本文和文献<sup>[3]</sup>的结果，在  $Ma_1=5\sim 9$ ， $Re_x=(1\sim 3)\times 10^7$  范围内，平台热流比值  $q_{p,1}/q_1=2.8\pm 0.4$ 。

c. 分离激波角、波后气流偏转角及干扰区对称面上特征点位置 图 5 表示分离激波角  $\theta_s$  及其波后气流偏转角  $\theta_D$  和对称面内热流分布特征点位置的关连结果。特征点定义参见图 1。关连数据的实验气流参数范围为  $Ma_1=2\sim 9$ ， $Re/L=(10^6\sim 7\times 10^7)/m$ ，圆柱高径比  $H/D\geq 2$ 。根据图 5 所示，可得如下结果：

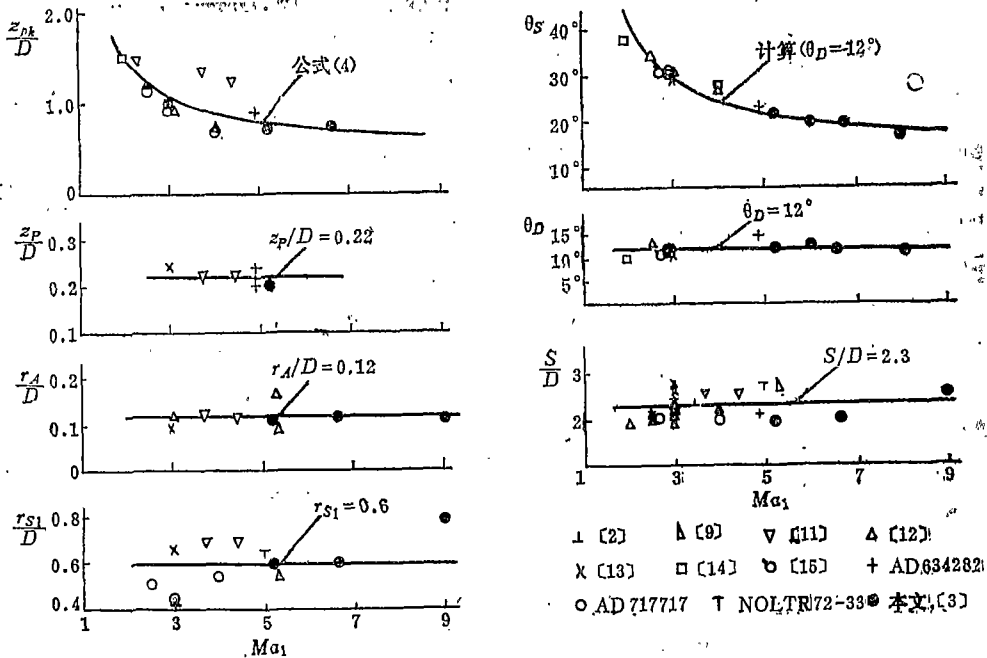


图 5 干扰区对称面上特征点关连曲线

(1) 分离激波角  $\theta_s$  随  $Ma_1$  增大而减小，并趋向一常值。因为高超音速时，分离激波几乎紧贴于剪切层外缘。根据  $Ma_1$  和  $\theta_s$  测量值，用斜激波关系<sup>[3]</sup>计算的波后气流偏转角  $\theta_D$  几乎不随  $Ma_1$  变化，可近似为  $\theta_D=12^\circ\pm 2^\circ$ 。因此分离激波角可以假定  $\theta_D=12^\circ$ ，用计算方法求得。

(2) 分离距离数据点散布在  $S/D=2.3\pm 0.4$  范围内，没有随  $Ma_1$  变化的明显趋势。

(3) 圆柱前缘最大峰值点位置  $z_{p,k}/D$  随  $Ma_1$  变化趋势与  $\theta_s$  相似，其值可用激波三叉点位置求得，并可近似为

$$z_{p,k}/D=(S/D-B/D)\text{tg}\theta_s \quad (4)$$

其中 $B$ 为头激波脱体距离,  $B/D=0.193\exp(4.76/M_{\infty}^2)$ <sup>(11)</sup>。图5中文献(11)的 $x_{st}/D$ 值偏高, 是由于圆柱完全浸没在边界层之内, 使分离激波前的Mach数低于边界层外缘值。

(4) 柱前缘热流谷值点和平板上最高峰值点距离不随 $Ma_1$ 变化, 而只与圆柱直径成正比, 其值分别为 $x_p/D=0.22\pm 0.02$ ,  $r_A=0.12\pm 0.02$ 。

图5中 $r_{S1}$ 数据散布较大, 可能是由于分离区旋涡数目及结构变化引起的。而其他数据散布主要是由于湍流分离区壁面热流和压力梯度较大以及流动所固有的非定常性, 使实验难以测量其精确值。

### 参 考 文 献

1. Kerkegi R H. Survey of Viscous Interactions Associated with High Mach Number Flight. AIAA J. 1971; 9(5)771-784
2. Sedney R. Flow Separation, AD-A02001
3. 俞鸿儒、李仲发. 圆柱形突出物诱导的激波湍流边界层干扰区传热实验研究. 力学学报, 1981; (1)68-75
4. Lee D B, Harthum M H. Aerothermodynamic Entry Environment. AIAA paper 82-821
5. 黄志澄. 航天飞机的气动问题. 空气动力学学报, 1987; 5(2)171-178
6. Holden M S. Shock Wave-Turbulent Boundary Layer Interaction in Hypersonic Flow. AIAA paper 72-74
7. Newlander R. Effect of Shock Impingement on the Distribution of Heat Transfer Coefficients on a Right Circular Cylinder at Mach Number of 2.65, 3.51 and 4.44, NASA TN D-642
8. Ams Research Staff. Equations, Tables and Charts for Compressible Flow. NACA TN1428
9. Hung F T, Clauss-JJM. Three-dimensional Protuberance Interference Heating in High Speed Flow. AIAA paper 80-0289
10. Burbank P B, et al. Heat transfer and Pressure Measurements on Attached Protuberances in a Supersonic Turbulent Boundary Layer at Mach Number of 2.65, 3.51 and 4.4. NASA TN D-1372
11. Price E A Jr, Stallings R L Jr. Investigation of Turbulent Separated Flow in the Vicinity of Fin-Type Protuberances at Supersonic Mach Numbers. NASA TN D-3804
12. Kaufman L G, et al. Shock Impingement Caused by Boundary Layer Separated ahead of Blunt Fins. AIAA paper 73-236
13. Sykes D M. The Supersonic and Low Speed Flows Past Circular Cylinders of Finite Length Supported at one end. JFM, 1962; 12(2)367-387
14. Halprin R W. Step-Induced Boundary Layer Separation Phenomena. AIAA J, 1965; 3(2) 357-359
15. Billing E S. Shock-wave Shapes around Spherical and Cylindrical-Nosed Bodies. J. Spacecraft Rockets, 1967; 4(6)822-823