

SPECTRAL ANALYSIS AND TWO-DIMENSIONAL SIMULATION OF THE INJECTION MOLD-FILLING PROCESS FOR A NON-NEWTONIAN FLUID

Wang Xijun

(*Institute of Oceanology, Academia Sinica, Qingdao 266071, China*)

Wu Jianghang

(*Department of Mechanics, Peking University, Beijing 100871, China*)

Abstract The Chebyshev collocation method and Fast Fourier Transform(FFT) is employed for computing the temperature, pressure, and velocity fields in a flat thin centered disk-cavity for the flow of thermoplastic materials. The cavity-filling process is treated as a transient and non-isothermal flow of a non-Newtonian fluid with moving boundary. In the numerical scheme the spatial discretization is spectral but the temporal discretization uses conventional Crank-Nicolson finite-difference. Good agreement is obtained between the computed results and experimental observations.

Key words injection mold-filling, chebyshev collocation method, spectral analysis, Crank-Nicolson scheme, transient non-isothermal creeping

113-120

12

表面台阶引起的高超声速湍流边界层分离

唐贵明

(中国科学院力学研究所, 北京 100080)

摘要 介绍了圆柱、方柱和二维台阶前干扰热流分布及油流和液晶热图的实验结果。来流马赫数 $M_1=5-9$ 、雷诺数 $Re=(2-5)\times 10^7/m$ ，台阶高度与边界层厚度比 $h/\delta=0.06-2.5$ 。实验发现干扰压力和热流高峰值出现在台阶前 0.15 倍台阶高度处的再附点附近，方柱台阶前压力和热流最高峰值不在中心线上，而在两侧角之内 0.5 倍台阶高度处附近。结果还表明干扰区几何特征参数，如分离距离、热流峰值和谷值点位置，与马赫数、雷诺数和台阶展宽无关，只随台阶高度线性增加。

关键词 表面台阶, 湍流边界层分离, 高超声速流传热, 激波边界层干扰

1. 实验目的与方法

高超声速再入飞行器表面不可避免的出现各种形状和高度的台阶。台阶诱导激波与边界层的相互干扰，使当地热流和压力有很大增加，从而影响飞行器的气动特性。在超声速流中对二维台阶已进行了很多实验研究^[1-8]。三维台阶干扰流更为复杂和缺少了解，但对它的研究更有实际意义，特别是高超声速干扰流。在高马赫数气流中，对圆柱、方柱和二维台阶干扰流进行了一系列的研究^[9-14]，包括热流、压力分布测量和激光纹影、油流及液晶热图实验，本文概要介绍部分实验结果。

实验在高超声速脉冲风洞中进行，来流马赫数 $M_1=5-9$ ，雷诺数 $Re=(2-5)\times 10^7/m$ ，在台阶远上游达到自然湍流。圆柱、方柱和二维台阶装在宽 30cm、长 70cm 的平板上(图 1)。圆柱直径或方柱展宽 $d=4-8cm$ ；台阶高 $h=0.4-15mm$ ，与边界层厚度之比 $h/\delta=0.06-2.5$ 。热流和压力的测量分别用点阵式铂膜电阻温度计和压电压力传感器。

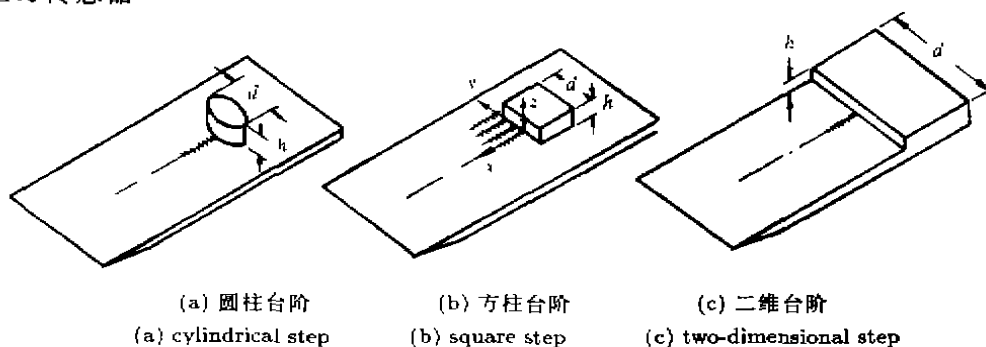


图 1 实验模型

Fig.1 Sketch of test models

本文于 1993 年 1 月 6 日收到第一稿，1993 年 6 月 18 日收到修改稿。

为了观察整个干扰流场, 确定分离与再附的位置, 发展了脉冲风洞油流和液晶热图显示技术^[13,14]. 前者用油流纹显示表面流线方向和形状; 后者用液晶选择性反射光波特性的显示表面温度分布. 由于脉冲风洞实验时间短, 实验段静压低, 常规风洞的油膜技术难以应用, 而改用油滴技术. 实验前将低黏性硅油和氧化钛粉末混合物均匀滴于模型黑色表面上. 实验时, 细小油滴在壁剪切力作用下变形拉长并沿表面流动, 形成表面流动图像. 结果证实, 在实验时间 8 至 500ms 的风洞中均可获得清晰的油流图像^[14]. 液晶热图采用手性向列型液晶, 其分子用胶囊封装, 以隔离剪切力的影响. 实验前用喷枪将液晶均匀喷洒在模型绝热黑漆层上. 漆层厚度要大于热渗透深度, 液晶层厚度约 10—20 μ . 实验时, 由于模型表面温度不同, 液晶层在白光照下将反射不同波长(颜色)的光, 实时拍照则得到显示表面温度分布的彩色热图. 在实验时间为 20ms 的炮风洞中已成功获得清晰的干扰流热图照片^[14].

2. 实验结果与讨论

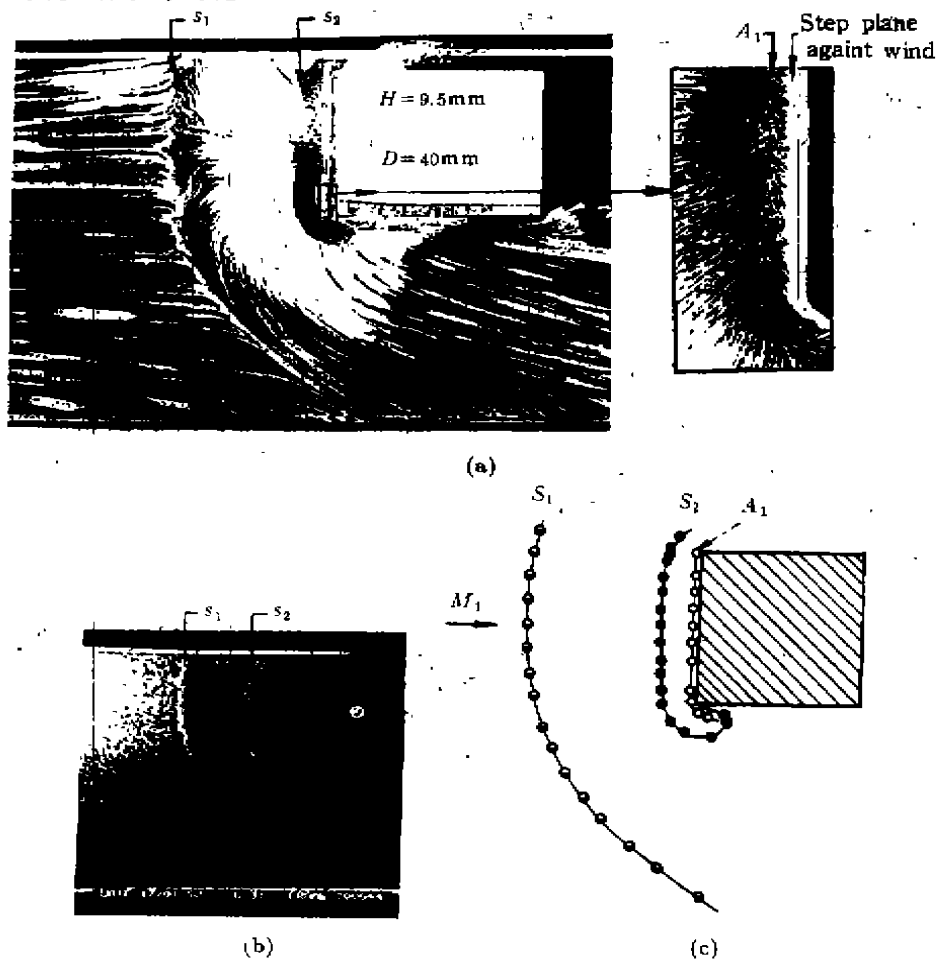


图 2 方柱台阶干扰油流 (a), 液晶热图 (b) 照片及其比较 (c) ($M_1 = 6.2$) 油流 —, 液晶 ●●○

Fig.2 Photographs of oil flow pattern(a), liquid crystal thermograph(b) and their comparison(c) — oil flow, ●●○ liquid crystal

图 2 为方柱台阶干扰油流流谱和液晶热图照片，由此图可以看到，方柱台阶引起了上游和两侧广大区域的干扰流动。最上游的油积线 S_1 是流线从上下游收拢的主分离线，它与液晶热图中热流开始增加的上游边界线（浅色线） S_1 相对应。 S_1 线下游的流谱和热图大致可分为两个区。在台阶前有一环绕台阶前缘的高剪切力、高热流区。在这区内油混合物几乎被冲刷干净，只留下薄层流纹，而热图中颜色较深。在台阶根部附近有一流线发散的再附线 A_1 （图 2a 右），与之对应的热图中有一条温升最高的黑线 $A_1^{[13]}$ 。再附线 A_1 与台阶前缘平行，两侧角附近开始向下游弯曲。近台阶区的上游，是油层和温度分布均匀区，这对应热流和压力分布的平台区（图 4）。在这两区之间，存在另一条油积线和热图中低温分布线 S_2 。流线从 S_2 线下游一侧收拢，

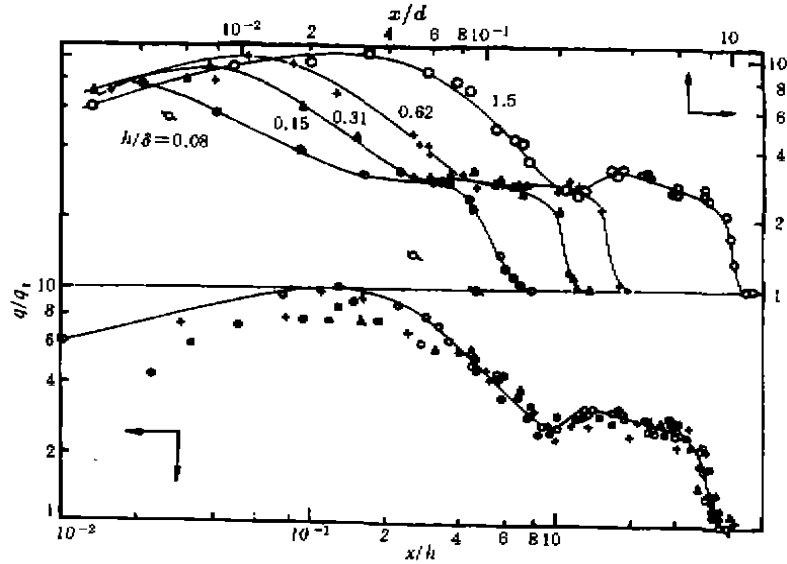
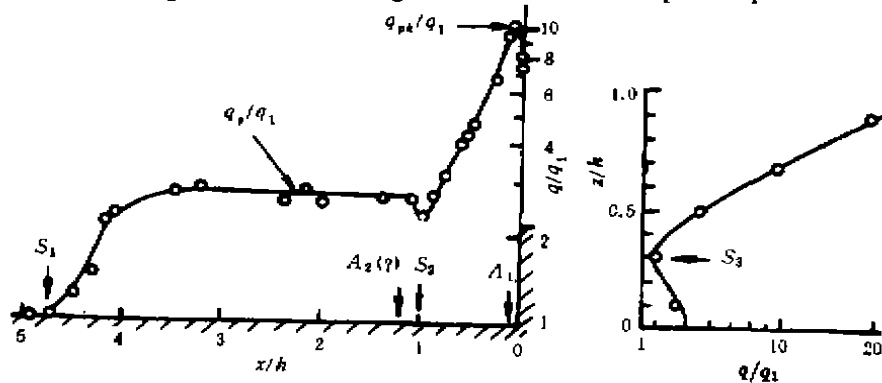


图 3 方柱台阶前中心线热流分布 ($M_1 = 5.2, d = 4\text{cm}$)

Fig.3 Centerline heating distributions ahead of square steps



(a) 台阶前

(b) 台阶迎风面

图 4 方柱台阶对称面上热流分布与流动特征点位置

Fig.4 Typical heating distribution and feature points of disturbed flow in the symmetric plane

(a) in front of the step (b) on the windward surface of the step

但未见上游流线明显收拢,因而也难以观察到与之对应的再附线 A_2 . 在台阶迎风面上离根部大约三分之一台阶高度处还存在一条流线收拢的油积线 $S_3^{[12,13]}$. 因此,根据油流和热图显示结果,台阶前分离区至少存在两个旋涡 S_1A_1 和 S_3A_1 . 前者为主旋涡,几乎控制整个上游干扰区. 圆柱和二维台阶也有类似的油流流谱和液晶热图,只是特征线 S_1, S_2, S_3 和 A_1 的形状不同而已. 这些特征线位置是台阶干扰流的重要特征量,由它们可以确定旋涡的位置和大小,峰形热流和压力分布区域.

虽圆柱和方柱台阶引起复杂的三维分离流,但中心线附近流谱与二维流动很相似,壁面流线均近似平行中心线. 因此,中心线对称面上干扰流动具有典型性质.

(1) 台阶上游中心线流动特征

1) 中心线热流分布 图3表示不同高度方柱台阶前中心线热流分布,其中 q_1 为无台阶时光平板热流率, x, z 坐标如图1所示. 图中数据表明中心线最高热流峰值不在台阶根部 ($x/h=0$),而在其上游 $x/h=0.15$ 附近. 同时还表明台阶高度是相关干扰热流分布(除根部附近区域外)很重要的参数. 圆柱和二维台阶也具有这一特性. 与此相反,细长垂直圆柱干扰热流分布的重要相关参数是展宽 d ,而不是高度 $h^{[15]}$. 为了与油流和热图结果比较,将方柱对称面上典型热流分布及流动特征位置一起绘于图4中. 热流峰值出现在再附点 A ,而低热流谷值点对应分离点 S . 这说明了热流分布特征与分离区旋涡流动结构之间的关系,证实了高峰值热流是由于旋涡流再附引起的.

2) 热流峰值 从图3看到,台阶高度对近根部区热流分布有很大影响. 台阶前缘形状也有重要影响(图5). 当台阶高度相同时,圆柱台阶干扰热流最高,二维台阶最低,但峰值点位置基本相同,均在 $X_{A1}/h=0.15$ 附近. 台阶高度对热流峰值的影响绘于图6中. 台阶高度与边界层厚度比 $h/\delta < 0.3$ 时,随 h/δ 增加,峰值急剧增加,此后增加速率逐渐变慢,其变化规律相似于边界层内速度分布. 台阶很低时,可以

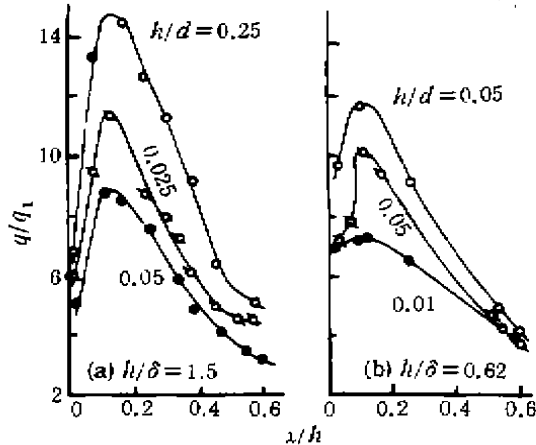


图5 不同形状台阶前附近热流分布 ($M_1 = 5.2$)

圆柱 \circ , 方柱 \square , 二维 \bullet

Fig.5 Effect of step geometric shape on heat flux near the step foot \circ cylinder, \square square, \bullet 2-D

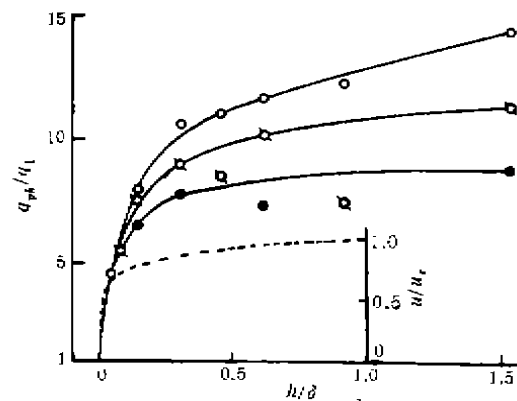


图6 台阶高度对热流峰值的影响 ($M_1 = 5.2$)

圆柱 \circ , 方柱 \square , 二维 $\bullet (h/\delta)^{1/7} \dots$

Fig.6 Effect of relative height of the step on peak heating rate \circ cylinder, \square square, \bullet 2-D

近似为二维台阶. 这时热流峰值随台阶高度快速增加, 主要是由于进入分离涡中的高能流随高度增加. 当 $h/\delta > 1$ 时, 二维台阶的干扰峰值逐渐趋于常值, 但方柱和圆柱台阶的峰值仍随台阶高度增加, 不过圆柱台阶的增加速率高于方柱. 这主要是由于横向流影响不同的缘故. 横向流影响大小与台阶高宽比 h/d 和形状有关, 其影响程度可近似表示为

$$q_{pk}/q_1 = 1 + c(h/d)^n, \quad n = 0.22 - 0.24 \quad (1)$$

其中系数 C 与来流参数和台阶形状有关^[11].

3) 热流平台值 热流和压力平台值分别定义为台阶前二倍台阶高度处的干扰热流 q_p 和压力值 P_p . 当 $h/\delta > 1$ 时, 干扰热流平台值随马赫数的变化示于图 7, 并可由下式近似估算

$$q_p/q_1 = (1 + M_1/2)^{5/8} = (P_p/P_1)^{5/8} \quad (h > \delta) \quad (2)$$

式中应用了文献 [3] 的平台压力相关式, 以说明平台热流和平台压力之间的互算关系. 文献 [12] 还给出了 $h/\delta < 1$ 时的平台热流相关式为

$$q_p/q_1 = (P_p/P_1)^{5/8} (h/\delta)^{5/56} \quad (h < \delta) \quad (3)$$

式 (3) 说明台阶高度变化对热流平台值的影响是比较小的. 图 3 的数据证实了这一现象. 实验结果还表明横向流对压力和热流平台值的影响也很小. 因此, 式 (2)、(3) 对圆柱和二维台阶均可适用.

4) 分离激波角 从阴影或纹影照片测量得到的各种形状台阶的分离激波角 θ_s 数据绘于图 8 中. 结果表明分离激波角 θ_s 与台阶几何形状无关, 而随马赫数增加而减小. $M_1 > 5$ 时, 变化平缓并逐渐趋于一常值. 根据 M_1 和 θ_s 测量值可计算波后气流偏转角 θ_d , 其计算值不随马赫数变化, 而近似一常值 $\theta_d = 12^\circ \pm 2^\circ$ (图 8). 因此, 可以假定 $\theta_d = 12^\circ$, 用计算方法得到分离激波角 (图 8).

5) 干扰特征几何参数 马赫数对台阶干扰流特征几何参数的影响也表示在图 8 中. 图中包括从压力、热流分布测量、光学和油流显示得到的数据. 实验条件为 $M_1 = 2-9$, $Re = 10^6-7 \times 10^7/m$, $h/\delta = 0.2-3$, $h/d \leq 0.2$. 这些参数是分离点 S 和再附点 A , 也即热流分布的谷值点和峰值点到台阶根部的距离 X_{s1} , X_{s2} , Z_{s3} 和 X_{A1} (图 4). 从图 8 中可以看到这些特征几何参数几乎与马赫数、雷诺数、台阶展宽 d 无关, 而随台阶高度 h 线性增加. 由于圆柱台阶前缘形状的影响, 其分离距离小于方柱和二维台阶的, 其值为

$$X_{s1}/h = 3.6 \pm 0.5 \text{ (圆柱台阶)} \quad (4)$$

图 8 中其他参数相关结果对圆柱、方柱和二维台阶均可适用.

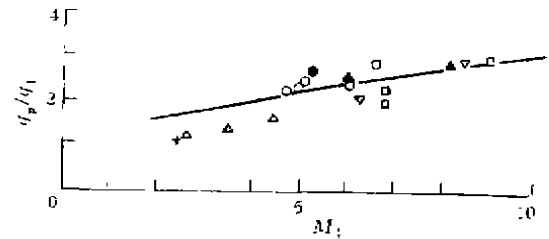


图 7 马赫数对于干扰平台热流的影响

+ [6], Δ [7], \bullet [9], \square [12], ∇ [16], \blacktriangle [20],

\circ [21], $-q_p/q_1 = (1 + M_1/2)^{5/8}$

Fig.7 Variation of plateau heat flux with Mach number

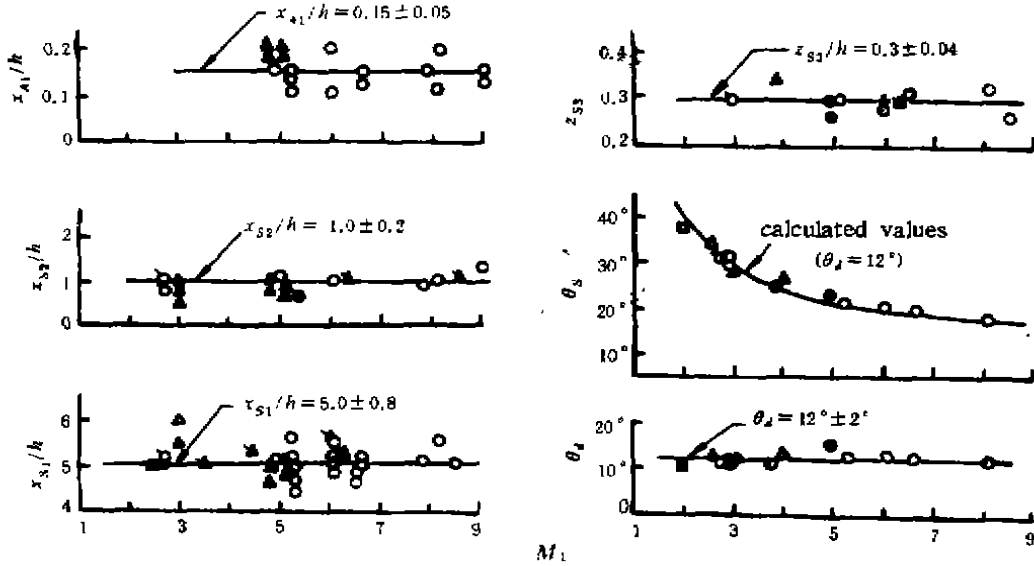


图 8 马赫数对干扰流特征参数的影响

△[1], ▽[2], ▲[4], •[5], ▽[8], ▲[16], ●[17], +[18], ○[19], ○[9-12, 20]

Fig.8 Varization of characteristic parameters of disturbed flow with Mach number

(2) 横向流影响

从图 6 看到, 当 $h/\delta > 1$ 时, 随高度增加, 圆柱和方柱台阶干扰热流峰值增加. 这表明横向流影响随台阶高度增强. 横向流影响沿展向的变化可从图 2 油流流谱得到定性的了解. 从中心线向两侧, 分离线 S_1 逐渐向下游弯曲, 即分离距离 X_{s1} 变短. 同时壁面流线向两侧偏转角增大, 这都说明沿展向横向流增强. 图 9 表示方柱台阶前不同展向位置 ($y/(\frac{1}{2}d)$) 的热流和压力分布. 热流和压力峰值自中心向两侧增

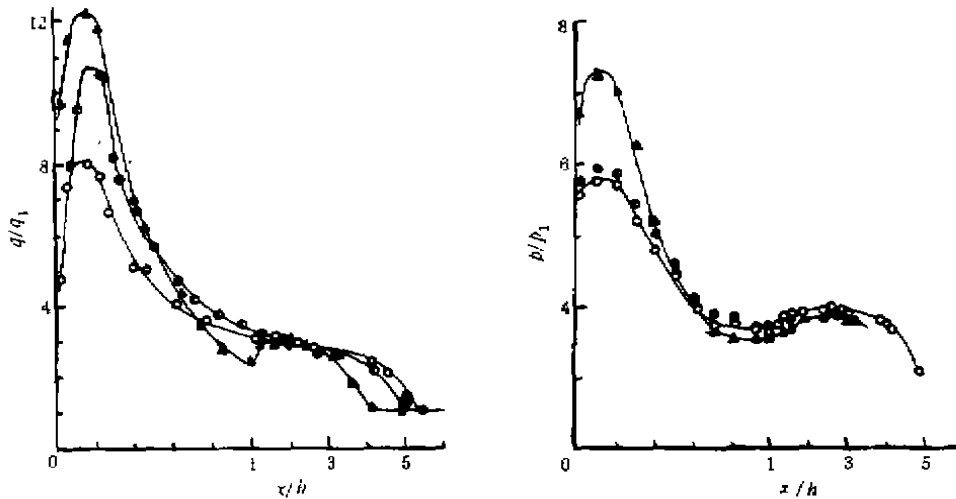


图 9 方柱台阶前热流和压力分布 ($M_1 = 7.8, d = 6\text{cm}, h/\delta = 1.6$)

○ $y/(\frac{1}{2}d) = 0$, ● $y/(\frac{1}{2}d) = 0.5$, ▲ $y/(\frac{1}{2}d) = 0.83$

Fig.9 Streamwise heating and pressure distributions ahead of a square step

加, 但峰值点与台阶的距离相同, 即峰值线平行台阶面, 这与油流和液晶热图结果一致。压力和热流平台值沿展向变化不很明显。详细热流和压力分布测量结果^[11]表明方柱台阶前干扰热流和压力最大峰值不在中心线上而在台阶前两侧角之内二分之一台阶高度处附近。最大值比中心线峰值高约 40%。这一现象也由低温材料烧蚀实验和液晶热图所证实^[12,13]。

致谢: 俞鸿儒研究员和王世芬同志的报告提供了有用的实验数据, 中科院力学所激波风洞很多同志参加了实验工作, 在此表示感谢。

参 考 文 献

- [1] Bogdonoff SM and Kepler CE. *J Aero Sci*, 1955, June
- [2] Halprin RW. *AIAA J*, 1965, 3(2)
- [3] Zukoski E. *AIAA J*, 1967, 5(10)
- [4] Kaufman LG and Kirchner RD. AD59074, 1978
- [5] Driftmyer RT. AD764512, 1973
- [6] Gadd GE, et al. ARC R&M No. 3148, 1960
- [7] Burbank PD, et al. NASA TND-1372, 1962
- [8] Sedney R and Kitchens CW Jr. *AIAA J*, 1977, 15(4)
- [9] 唐贵明. 圆、方形突出物引起的高超声速激波湍流边界层干扰区热流分布测量. 中科院力学所科技报告, 1980
- [10] 唐贵明. 空气动力学学报, 1981, 1
- [11] 唐贵明, 王世芬, 刘鹏, 丁碧珠. 高超声速流中台阶干扰流传热. 中科院力学所科技报告, IMCAS CR-91008, 1991
- [12] 唐贵明. 表面台阶引起的激波湍流边界层干扰区气动加热特性. 中科院力学所科技报告, IMCAS M8-90-7, 1990
- [13] Tang GM. *Application of Surface Flow Visualization to the Study of Hyper-sonic Shock-Turbulent Boundary Layer Interaction in Short Duration Tunnel*. AASU No. 92/03, Southampton University, UK
- [14] 唐贵明. 脉冲风洞油流和液晶热图流动显示技术. 第七届全国高超声速流学术会议文集, 1993
- [15] Tang GM and Yu HR. *Acta Mechanica Sinica*, 1992, 8(3)
- [16] Nestler DE, et al. AIAA 68-673, 1968
- [17] Rung FT, et al. AIAA 80-289, 1980
- [18] Westkaemper JC. *AIAA J*, 1968, 6(7)
- [19] Miller WH. AD634282, June 1966
- [20] 王世芬. 高超声速二维分离区热流分布测量. 中科院力学所科技报告, 1980
- [21] Holloway PF et al. NASA TND-3074, 1965

STEP INDUCED HYPERSONIC TURBULENT BOUNDARY-LAYER SEPARATION

Tang Guiming

(*Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China*)

Abstract This report describes detailed heating distribution data and the study of oil flow and liquid crystal thermograph in turbulent separated regions induced by cylindrical, square and two-dimensional steps in an impulse wind tunnel at Mach number range of 5—9, Reynolds number $(2-5) \times 10^7 / \text{m}$. Step heights ranged from 0.06—2.5 times boundary layer thickness. The results indicate that surface pressure and heating peaks occur at the reattachment line which is at a distance of 0.15 times its height ahead of the step, and for a square step, the peak value increases spanwise from its centerline and reaches the highest peak value at 0.5 times step height inboard of the side corners of the step, which is 40% higher than the centerline peak. In addition, it is shown that characteristic geometric parameters of separated region, such as separation distance, heating peak and valley positions, are nearly independent of Mach number, Reynolds number and step span, and increase linearly with step height.

Key words surface step, turbulent boundary layer separation, hypersonic heat transfer, shock-boundary layer interaction