

文章编号:1007-3124(2000)04-0001-06

狭窄缝隙内的热流分布实验研究

唐贵明

(中国科学院力学研究所高温气体动力学实验室,北京 100080)

摘要:在脉冲风洞中 $M_\infty = 9.85, 12.0$, 和 15.5 , 相应雷诺数 $Re_\infty = (1.0 \times 10^7, 6.4 \times 10^5$ 和 $3.2 \times 10^5)/m$ 的来流条件下, 分别用平板和平头圆柱模型测量了狭窄缝隙内的详细热流分布。缝隙宽 $2mm$, 深 $25mm$, 模型攻角 $\alpha = 0^\circ \sim 90^\circ$, 缝隙相对气流的偏转角 $\beta = 0^\circ \sim 90^\circ$ 。本文给出了缝内典型热流分布结果, 讨论了马赫数、攻角和偏转角对缝内热流分布的影响, 并与现有计算方法和实验数据进行了比较。

关键词:缝隙; 热流分布; 高超声速流; 脉冲风洞

中图分类号: O551.1 文献标识码: A

Experimental investigation of heat transfer distributions in a deep gap

TANG Gui-ming

(Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: Detailed heat transfer distributions within a deep gap were measured with both a sharp leading edge flat plate and a flat cylinder at free-stream Mach numbers of $9.85, 12.0, 15.5$ and corresponding unit Reynolds numbers of $(1.0 \times 10^7, 6.4 \times 10^5, 3.2 \times 10^5)/m$ in CAS impulse tunnels. The gap was $2mm$ wide, $25mm$ deep and $100mm$ long. Attack angles α ranged from 0° to 90° and deflections β from 0° to 90° . In this paper, typical heating distributions on the gap wall were presented; effects of Mach number, attack angle and deflection on heat transfer to the gap wall were discussed; and comparisons between measured and predicted gap heating were made.

Key words: deep gap; heat transfer distribution; hypersonic flow; impulse tunnel

0 引 言

由于结构或构件间热膨胀的要求, 高速再入飞行器表面不可避免地存在许多缝隙。

收稿日期: 1999-09-20

作者简介: 唐贵明(1939-), 男, 湖南宁乡人, 中国科学院力学研究所研究员。

例如飞船返回舱外表面在口盖、舱门以及烧蚀大底周围都存在缝隙。为了返回时这些部件弹抛顺利,缝隙内均禁止使用隔热填料,因而使缝隙直接裸露于高温边界层气流中。表面缝隙的存在将会影响流动状态及其传热特性。首先是缝隙入口处产生边界层分离与再附,导致局部热流升高;第2,缝隙干扰可增加湍流度,加速边界层转捩;第3,由于缝隙狭小,辐射散热效应被阻塞,缝隙内即使热流很低的情况下,也可能产生较高的壁温,从而影响构件性能。因此,了解结构缝隙热环境是十分必要的。但缝隙内流动属于具有分离旋涡的复杂流动,理论分析和数值模拟相当困难,现有的缝隙热环境研究较多采用实验方法,并根据实验数据发展经验或半经验的估算方法。而其中大部分实验是在超声速条件下进行的,高超声速数据很少, $M_\infty \geq 10$ 的结果更少。为了了解再入飞行器结构缝隙内在高超声速流条件下的流动特性及其热环境,为隔热分析和设计提供高超声速实验数据,在中国科学院力学研究所的炮风洞 JF4B 和激波风洞 JF8A 中来流马赫数 $M_\infty = 9.85, 12.0, 15.5$ 的气流条件下进行了结构缝隙内详细热流分布测量。笔者简要介绍这一实验结果。

1 实验设备及其方法

(1)风洞 实验是在激波风洞 JF8A 和炮风洞 JF4B 中进行的。JF8A 激波风洞驱动段长 9.6m,被驱动段长 17m,内径均为 155mm。型面喷管出口直径 800mm。试验段直径 2m,实验来流马赫数分别为 $M_\infty = 12.0, 15.5$,相应雷诺数 $Re_\infty = (6.4 \times 10^5, 3.2 \times 10^5)/m$,总温均为 2188K。JF4B 炮风洞尺寸比 JF8A 稍小,其驱动段长 8m,被驱动段长 10m,内径均为 100mm。型面喷管出口直径 500mm。试验段直径 1.2m,实验气流马赫数为 $M_\infty = 9.85$,单位雷诺数 $Re_\infty = 1.0 \times 10^7/m$,总温 770K。

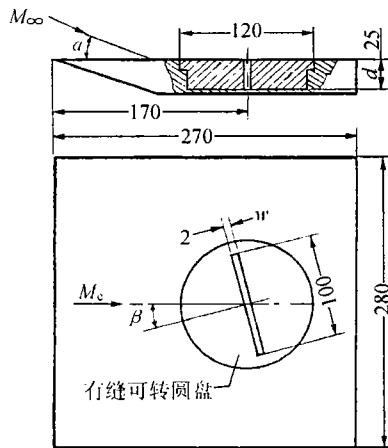


图1 平板-缝隙实验模型

Fig.1 Sketch of flat plate-gap configuration

(2)模型 实验模型分尖前缘平板和平头圆柱两种,前者用于攻角 $\alpha = 0^\circ, 10^\circ$ 和 30° 时的热流测量,后者用于攻角 $\alpha = 50^\circ$ 和 90°

时的热流测量。平板模型由可变攻角支架和尖前缘平板组成。尖平板长 270mm,宽 280mm。在平板后部安装带有缝隙的圆盘。圆盘直径 120mm,缝隙宽 $w = 2\text{mm}$,深 $d = 25\text{mm}$,长 $b = 100\text{mm}$ 。圆盘可绕其中心旋转至任一角度,以改变缝隙偏转角 β 。平板-缝隙模型简图示于图 1。平板攻角由弯刀支架上的插销孔固定,可变范围为 $\alpha = 0^\circ \sim 40^\circ$ 。圆柱模型由圆柱体和尾支杆组成。圆柱直径与平板圆盘相同,均为 120mm。缝隙开在圆柱平头上,其尺寸与平板模型相同。平头圆柱可绕其轴线旋转,得到不同偏转角的缝隙。圆柱平头攻角由尾支杆安装固定。在平板圆盘和圆柱平头的缝隙内,两相对缝壁中心对称线上分别开有安装铂薄膜电阻温度计的安装槽或量热计安装孔。在本文中, $\beta = 0^\circ$ 时

称为横向缝隙, $\beta=90^\circ$ 时称为纵向缝隙。

(3)测热技术 本实验采用铂薄膜电阻温度计和铜箔量热计测量表面热流密度。后者主要用于大攻角平板热流测量。铂薄膜计为阵列式密集型传感器,即一块基片上制作多排条形薄膜。铂膜宽0.2mm,长3mm,其频响为1MHz。为了了解缝内流动的三维效应,实验模型除中心线上、下游缝内外壁上各装有一行测点外,在偏离中心线的另一截面上还装有一行传感器。实验时,铂膜电阻温度计和铜箔量热计的输出信号经低噪声高增益放大器放大后,由数据采集分析系统进行记录和处理。实验只测量定常流动时间内的时间平均热流值。缝内热流用无缝时当地平板值归一化,以降低系统误差。



$d/w=3.0$

图2 缝隙内旋涡流动显示照片

Fig.2 Photograph of vortex visualization

2 实验结果及讨论

2.1 缝内流动建立时间及其流动的均匀性

由于激波风洞等脉冲风洞的实验时间只有几毫秒至几十毫秒,在脉冲风洞进行缝隙流实验,有必要了解缝隙内准定常流动的建立时间。实验观察了缝内和缝外热流随时间变化曲线,结果表明缝内和缝外定常流建立时间几乎没有差别,即缝内流动建立时间近似和外流一样快。比流通缝隙内定常流动建立时间要短^[1]。这可能是由于狭窄缝内外无质量传递,且缝内外静压相等的缘故。

缝内流动的均匀性,由比较缝内几个截面上的热流分布来确定。实验表明,在横向缝内不同截面上的热流分布完全重合在一起,这说明横向缝隙内,除两端壁附近区域外,均为均匀二维流动,与文献[2]的结论一致。但随着偏转角 β 的增加,缝内三维效应逐渐增强。如纵向缝隙内,缝内壁面热流沿下游方向增加。这表明纵向缝隙内沿流向存在热流梯度,特别是缝入口唇缘附近。因此,笔者仅讨论缝内中心对称面上的流动特性。

2.2 缝内流动的一般特征

缝隙流包含分离流和旋涡流。Haugen^[3]对深宽比较小的横向缝隙流进行了流动显示,显示结果(图2)表明缝内竖列旋涡数目近似与缝隙深宽比值 d/w 成正比。文献[4]分析了狭窄深缝内旋涡流的发展和形成过程,并认为由于旋涡自身能量的耗散及旋涡之间的剪切耗散,使竖列旋涡强度逐渐减弱,在缝内一定深度以下,气体趋于静止,即形成所谓的“死水区”。因此可以构成如下狭窄缝隙流动模型(图3):缝入口附近为分离流和多旋涡区,由于粘性和壁面热传导影响,竖列旋涡强度逐渐减弱,在缝深处形成“死水区”。由于狭窄缝这一流动特性,导致狭窄缝内热流分布曲线成U字形状,如图4和图5所示。图中 S 表示自背风面入口唇缘算起的缝隙壁面距离, $L=2d+w$ 。其它条件下的缝内热流分布曲线形状与图4相似。自背风面入口唇缘热流较高值迅速单调下降,在 $S/L \geq 0.1 \sim 0.2$ 以后热流分布曲线趋于平直;而在迎风面, $S/L > 0.8 \sim 0.9$ 以后热流又

迅速单调上升,至迎风入口唇缘处达到最高峰值。背风面峰值低于缝外平板值,而迎风面峰值可接近或超过平板值,但随偏转角 β

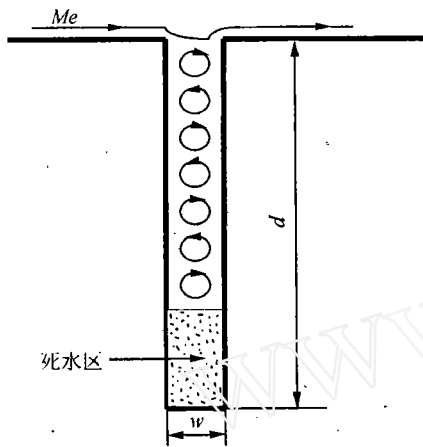


图3 狭窄缝内流动结构示意图

Fig.3 Sketch of flow structure in the deep gap

增大,缝内两相对壁热流分布逐渐趋于对称。狭窄缝内热流分布的第2个特征是存在很大的低热流区,即80%,甚至90%的缝壁热流非常低,其值低于平板热流的10%。随马赫数增加,攻角和偏转角的减小,低热流区扩大,低热流值降低。高马赫数和小攻角时,缝内80%的壁面上热流低于平板值的1%。第3个特征是缝内深处出现热流负值区域,即热流反向。但随攻角和偏转角增大,热流逐渐增加,直至变成正值。Ames研究中心^[5]在常规风洞中马赫数 $M_\infty = 5.1$ 气流条件下测得的缝内热流分布也出现过类

似负热流区域,而且随缝隙深宽比增大,负热流区增大。这种狭窄缝内出现负热流区域的现象的机理目前尚不清楚。

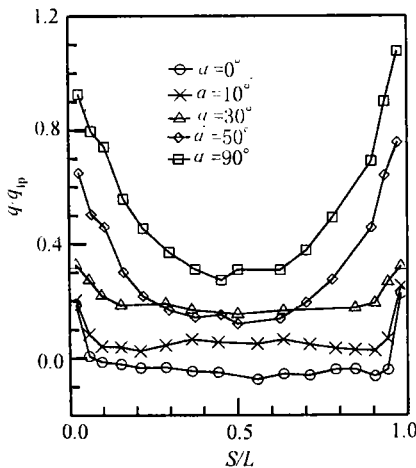


图4 攻角对缝内热流分布的影响($M_\infty = 9.85, \beta = 90^\circ$)

Fig.4 Effect of attack angle on gap heating

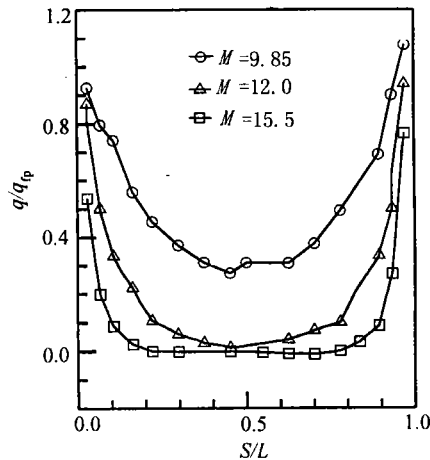


图5 来流马赫数对缝内热流分布的影响($\beta = 90^\circ$)

Fig.5 Effect of free-stream Mach number on gap heating

2.3 缝隙热流分布及其峰值的影响因素

影响缝隙热流分布的因素很多,下面仅讨论攻角 α 、来流马赫数和缝隙偏转角 β 的影响趋势。

(1) 攻角影响 图4表示 $M_\infty = 9.85, \beta = 90^\circ$ 时,不同攻角的缝内热流分布。实验结果表明缝内热流分布随攻角增大而逐渐升高,但随马赫数升高,热流增加幅度逐渐降低。迎风面上峰值也随攻角增大而增加(图6a),并在 $\alpha = 60^\circ \sim 80^\circ$ 之间,出现峰值最大值。随马赫数升高,最大值位置向低攻角方向移动。这可能是由于缝内流动受到缝外壁面边界层转捩影响。

(2) 马赫数影响 图 5 表示 $\alpha = 90^\circ, \beta = 90^\circ$ 时, 马赫数对缝内热流分布的影响。图 5 中数据表明, 马赫数升高, 缝隙内热流分布降低, 低热流区或负热流区增大(图 5)。这一结论与马赫数对流通缝内热流分布影响趋势相同^[1], 也与上述攻角影响趋势相符。因为攻角增大, 边界层外缘马赫数降低, 缝内热流增加。

(3) 偏转角影响 从本实验结果表明, $\beta < 50^\circ$ 时, 偏转角对缝内热流分布影响不大; 而 $\beta > 50^\circ$ 时, 缝内热流分布及背风面峰值随偏转角增大稍有升高。偏转角对缝内迎风面热流峰值影响不大(图 6b)。因此, 可以说偏转角对缝内热流分布及其峰值影响不灵敏。这与 Avery^[5] 的实验结论一致。

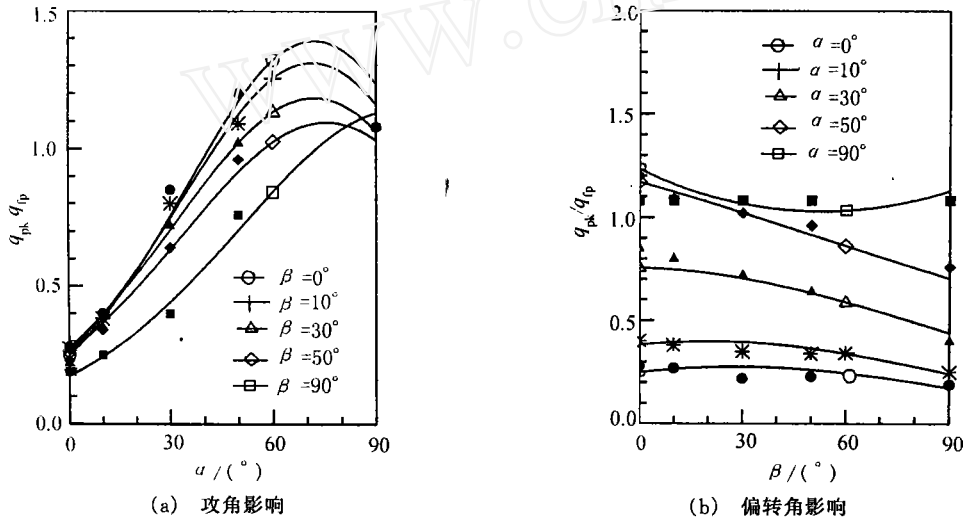


图 6 缝隙内迎风面上实验热流峰值与经验相关式计算结果的比较 ($M_\infty = 9.85$)

Fig. 6 Comparison of measured peak heating to the windward gap wall and calculated results from empirical method (○ calculation ● experiment)

2.4 热流峰值相关及其比较

缝内热流峰值是缝隙隔热分析和设计的重要参数, 建立估算缝隙热流峰值的工程方法是有实际意义的。但实验中很难测到真实缝隙热流峰值, 因为缝隙入口附近热流梯度太大, 因此只能用实验中测得的缝内最高热流作为峰值。根据本实验参数, 如马赫数、攻角和偏转角变化范围和测量的缝内热流峰值, 得到了估算马赫数、攻角和偏转角对缝内迎风面热流峰值影响的相关式。相关函数形式与 Christensen^[6] 的相似。计算曲线与实验结果的比较表明(图 6), 相关式与实验数据的平均误差在 20% 之内。另外, 缝内迎风面实验热流分布与 Nestler^[7] 的半经验方法计算结果比较表明, 当缝外边界层为层流时, 两者很好相符, 但湍流时相差较大。

3 主要结论

根据本实验结果可得如下结论:

(1) 缝隙内中心对称面上热流分布 q/q_{tp} 曲线成 U 字形。在入口唇缘处热流为峰

值,沿缝深,热流很快单调下降至很低值。80%至90%的缝壁为低热流分布区,此低热流区随马赫数增高而增大,随攻角增大而减小。如马赫数较高,攻角和偏转角较小时,缝内80%的壁面热流低于缝外平板值的1%。

(2) 狭窄深缝内壁可出现一负热流区,此区域随马赫数增高而增大,随攻角增大而减小,如 $M_\infty = 15.5$ 时,约80%缝壁为负热流区。

(3) 缝内迎风面热流峰值高于背风面的。迎风面峰值可接近或高于缝外平板值,而背风面峰值低于平板值。缝内迎风面峰值 q_{pk}/q_{fp} 随攻角增大而增大,并在 $\alpha = 40^\circ \sim 80^\circ$ 之间达到极值。而偏转角对峰值影响不大。

(4) 本实验不同攻角、不同偏转角和不同马赫数条件下测得的缝内迎风面热流峰值与经验方法计算值平均误差小于20%。

参考文献:

- [1] 唐贵明. 控制翼缝隙传热实验研究. 空气动力学学报, 1989, 7(1): 88~92.
- [2] WIETING A R. Experimental investigation of heat transfer distributions in deep cavities in hypersonic separated flow. NASA TN D-5908.
- [3] HAUGEN R L, DHANAK A M. Momentum transfer in turbulent separated flow past a rectangular cavity. J. Applied Mech, 1966, 33(3).
- [4] 唐功跃. 缝隙热环境及其机理的理论和试验研究. 中国空间技术研究所硕士论文, 1996.
- [5] AVERY D E, et al. Experimental aerodynamic heating to simulated shuttle tiles. J. Spacecraft, 1985, 22(4).
- [6] CHRISTENSEN H E, et al. Data correlation and analysis of arc tunnel and wind tunnel tests of RSI joints and gaps. N75-28103, 1975.
- [7] NESTLER D R. An engineering analysis of reattaching shear layer heat transfer. AIAA 72-717, 1972.