

文章编号: 1673-3193(2017)05-0609-05

高超声速绕平板直立舵干扰气动热研究

栗继伟^{1,2}, 汪球², 赵伟²

(1. 中北大学 环境与安全工程学院, 山西 太原 030051;

2. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

摘要: 针对激波/边界层干扰引起的气动热问题, 在中国科学院力学研究所 JF12 复现高超声速飞行条件激波风洞中开展了大尺寸平板/圆柱形直立舵干扰的气动热实验, 热流测量采用 E 型同轴热电偶, 同时开展了相应工况的三维数值模拟. 研究表明, 舵体干扰区存在的流动分离再附现象导致热流分布存在双峰结构, 热流峰值出现在舵体前缘 0.2 倍舵体直径处, 为无干扰时的 19 倍; 舵体前干扰区以马蹄涡形状向后发展.

关键词: 高超声速; 激波/边界层干扰; 气动热; 激波风洞

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

doi: 10.3969/j.issn.1673-3193.2017.05.018

Investigation on Aerodynamic Heating Characteristics of Hypersonic Flat Plate/Cylinder Juncture Flow

LI Ji-wei^{1,2}, WANG Qiu², ZHAO Wei²

(1. School of Environment and Safety Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China;

2. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: In order to study the aerodynamic heating problems induced by shock wave/boundary layer interactions, experiments were conducted in JF12 shock tunnel in Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, which is capable of duplicating the hypersonic flight conditions. A flat plate with relatively large size and removable cylinder were selected and coaxial thermal couples were used to measure the heat transfer. Corresponding numerical simulations were also conducted in effort to better understand the phenomena accompanying in these experiments. Results show that double-peak structure of the heat flux distribution in front of the cylinder exist, due to the separation and reattachment phenomenon in the interference area. The peak heat flux, 19 times of which without interaction, was obtained located 0.2 times of the cylinder diameter ahead. Besides, the interaction region was developed backward as a shape of horseshoe vortex.

Key words: hypersonic flow; shock wave/boundary layer interaction; aerodynamic heating; shock tunnel

在飞行器控制面的设计中, 空气舵等凸起物的存在会使得飞行器局部流场发生显著改变, 尤

其是在高超声速条件下, 它会引起局部流场中的激波/边界层干扰、边界层分离与再附等复杂流场

收稿日期: 2016-12-15

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11402275); 山西省重点研发计划项目(201603D121012)

作者简介: 栗继伟(1991-), 男, 硕士, 主要从事高超声速气动热测量的研究.

通信作者: 汪球(1985-), 男, 助理研究员, 主要从事高焓流动方面的研究.

结构,导致飞行器局部压力、热载荷分布的变化,从而影响到飞行器热结构的设计;另外,高超声速流动中激波/边界层干扰作用的准确预测也是高超声速空气动力学亟待解决的难题之一,因此受到学者广泛关注。

激波/边界层干扰现象最早由 Ferri^[1] 于 1939 年发现,其在超音速风洞中观察到了激波/边界层干扰引起的边界层分离,此后很多学者针对这一现象开展了相关的试验研究,如 Lepmann^[2]、Fage^[3] 等。随着高超声速概念的提出,国内外学者针对高超声速流动下激波/边界层的干扰也开展了大量的研究工作。如 Young^[4] 等在 1968 年完成了马赫数 5 条件下垂直钝舵与平板层流干扰的实验研究,通过测量平板表面压力和流场显示技术,确定了干扰区压力变化的起始位置。Hung^[5-6] 等针对激波/边界层干扰引起的气动热环境问题,开展了马赫数 5 条件下的测热实验,根据实验结果分析了干扰区对平板边界层的影响,讨论了干扰区边界层的转捩,提出了预测干扰区大小、长度的标准,并采用 MacCormack 有限体积格式首次给出了钝舵绕流流场的详细结构。力学所俞鸿儒^[7] 在 JF8 激波风洞中利用新型测热传感器得到了圆柱形突起物诱导的湍流边界层干扰区热流分布,对比了不同来流马赫数对干扰区热流分布的影响,结果表明,干扰区最大热流出现在距离圆柱根部 0.1~0.15D 处的上游中心线处,且高马赫数条件下对气动热影响更为明显。此后,针对激波/边界层干扰的气动热环境预测,Aso^[8]、Schuricht^[9]、李素循^[10-11]、Estruch-samper^[12]、Kumar^[13] 等利用高分辨率快速响应的测热传感

器、液晶热图技术等研究了绕流流场结构特征及热流分布规律,结合数值模拟描述了干扰区流场的细致结构,提出了预测干扰区最大热流位置及其量级的工程方法等。

虽然国内外学者针对激波/边界层干扰开展了大量的实验研究,但受限于地面实验条件等,实验模型尺度均较小且难以全面的给出流场结构,高超声速激波/边界层干扰问题仍然有待深入研究。本文在中国科学院力学研究所 JF12 复现高超声速飞行条件激波风洞中,利用高精度同轴热电偶测热传感器开展大尺度平板/圆柱形舵的气动热实验研究,并开展相应的数值模拟,探讨激波/边界层干扰导致的复杂流场结构及其热流分布规律。

1 实验过程

1.1 实验设备

本实验在中国科学院力学研究所 JF12 氢氧爆轰驱动激波风洞中进行。风洞结构示意图如图 1 所示,主体结构全长约 265m,包括爆轰驱动段、激波管段、喷管、试验段、真空罐和卸爆段等主体部分。该风洞采用反向爆轰驱动技术^[14],可复现 25~50 km 高空、马赫数 5~9 的飞行条件,同时应用一系列延长试验时间的方法^[15],有效试验时间超过 100 ms 且试验气流为纯净空气。另外,喷管出口直径较大,为 2.5 m,具备开展全尺度/近全尺度模型气动力/热研究的能力,为我国重大项目关键技术及高温气体动力学基础研究提供了可靠的地面试验手段。

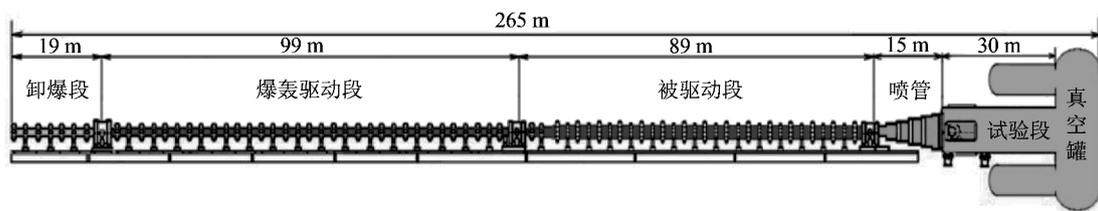


图 1 JF12 激波风洞结构示意图

Fig. 1 Sketch of JF12 shock tunnel

1.2 实验模型及同轴热电偶测热传感器

实验模型在风洞试验段内安装如图 2 所示(模型倒立放置),攻角为 0° ,平板尺寸为 1 000mm(长) \times 500mm(宽),圆柱形舵位于平板中心线,距离平板前缘 500 mm,舵高 45 mm,圆

柱半径 50 mm。测热传感器采用 E 型同轴热电偶,在平板沿流向的三个不同轴线及干扰区附近共布置 98 个传感器。同轴热电偶的工作原理是基于二维热传导理论,其典型温度曲线如图 3 所示,在获取传感器表面温度后,即可由式(1)推导表面热流^[16]

$$\dot{q}(t_n) = 2\sqrt{\frac{\alpha k}{\pi}} \sum_{i=1}^n \frac{T(t_i) - T(t_{i-1})}{\sqrt{t_n - t_i} - \sqrt{t_n - t_{i-1}}}$$

式中： ρ 、 c 和 k 为传感器的密度、比热和导热系数； T 和 t 为温度及时间。

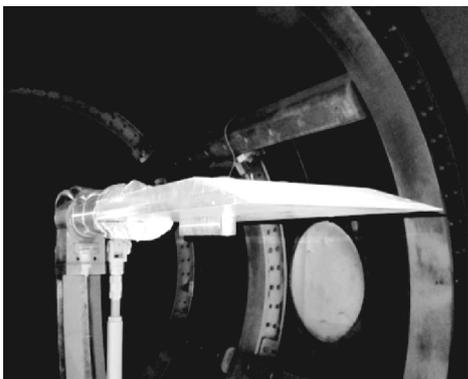


图 2 试验模型安装图

Fig. 2 Sketch of the test model

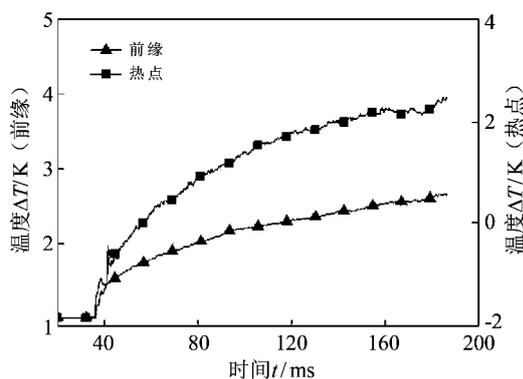


图 3 典型热电偶温度曲线

Fig. 3 Typical temperature traces of thermocouple

1.3 实验状态

实验中，在激波管段布置压力传感器监测驻室压力及运动激波速度，同时在喷管出口布置压力传感器监测皮托压力，图 4 为实验测得的驻室及皮托压力曲线，皮托压力与驻室总压的跟随性良好，曲线较为平稳且持续时间超过 100 ms，为本实验的开展提供了较好的条件，具体风洞来流参数见表 1 所示。

表 1 JF12 实验状态参数

Tab. 1 Test conditions in JF12 shock tunnel

	数值
马赫数 Ma	7.04
雷诺数 Re/m^{-1}	6.58×10^5
总压 p_0/MPa	1.72
总温 T_0/K	2 182
来流速度 $u_\infty/(m \cdot s^{-1})$	2 121
来流静压 p_∞/Pa	296

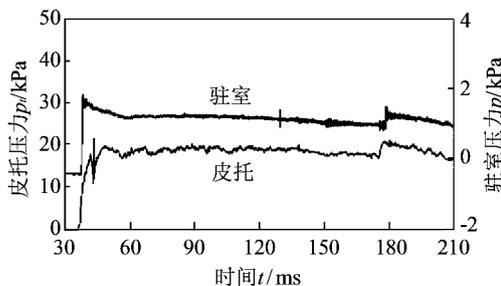


图 4 皮托及驻室压力曲线

Fig. 4 Pressure histories of pitot and stagnation

1.4 数值方法

数值模拟可提供流场细节，与实验结果互补可更为全面地分析流场特性，因此本文也开展了相应的数值分析。控制方程为三维 NS 方程，通过有限差分方法进行离散，对流项采用 HLLC Riemann 求解器，粘性项采用中心差分格式，计算网格数量 360 万，详细算法参见文献[17]。计算中，来流采用 1.3 节中的实验来流条件，壁面为等温壁面， $T_w = 300$ K。

2 实验结果及讨论

本实验中，针对圆柱形舵干扰引起的气动热问题，分别开展了平板有直立舵体与无舵体条件下的热流实验。由于流态对于热流分析方法、激波位置、分离再附点位置等均影响较大，本实验工况下风洞来流单位雷诺数为 $6.58 \times 10^5 m^{-1}$ ，初步可判断为层流，尽管如此，本文首先测量无直立舵平板表面热流，实验确定平板流线方向的流态。

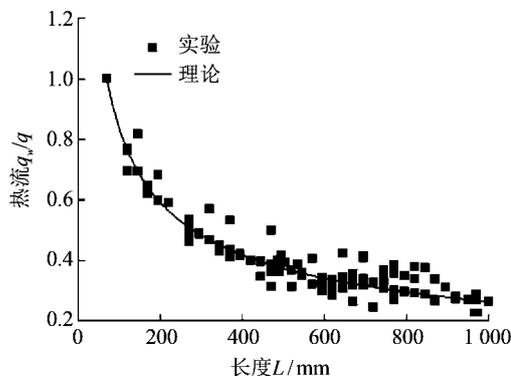


图 5 平板热流分布

Fig. 5 Heat flux distribution on flat plate

针对无舵体工况，平板热流通过边界层理论进行理论推导，图 5 给出了实验及层流情况下的理论结果，结果以平板前缘值归一化处理，由图

可知,两者吻合较好,基本在传感器的测量不确定度以内($\pm 10\%$)^[18],实验数据较为可靠,同时可确定沿平板流线方向的流态为层流。

针对相同的实验条件,对有舵工况下干扰区热流开展实验研究。图6给出了平板中心轴线上干扰区热流分布的实验结果及CFD计算所获得的中心线剖面流场结构,结合数值结果分析实验中所获得的热流规律。在有舵体条件下,舵体激波后压力升高并通过边界层向前传,使得边界层增厚,流线凸起,形成较大的逆压梯度,导致了边界层的分离与再附。同时,分离激波与舵体脱体弓形激波相互作用,形成“ λ ”波系结构。实验结果中,热流存在双峰结构,主要源于复杂流场的多涡结构,而最大热流出现在紧靠舵体的再附点,双峰中间的低热流值对应于流场的二次分离位置。热流分布规律和CFD流场结构基本吻合,均表明激波/边界层干扰所导致的复杂边界层分离与再附是影响干扰区热流分布的主要因素。

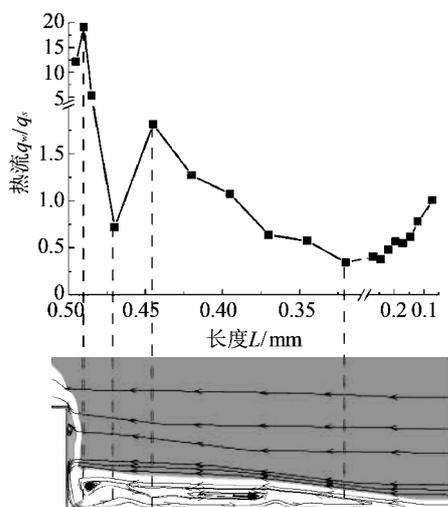


图6 实验热流值及流场结构

Fig. 6 Experimental heat flux distribution and flow field structure

在有舵条件下,由于激波/边界层、激波/激波相互作用在平板表面形成干扰区,实验结果表明,干扰区从舵根部沿平板中心轴向前其长度达到约8倍的舵半径,干扰区热流分布与无舵条件下有明显区别。图7给出了本实验中有舵和无舵条件下平板中心轴线的热流值分布。热流最大值出现在舵根部 $0.2D(D=50\text{ mm})$ 处上游位置而非舵根部,略大于文献中的 $0.1\sim 0.15D$ 的结果,考虑到尺度效应的影响(本文实验模型 1 m ,是目前已发表文献中最大的实验模型)以及测点密集度的影响($5\text{ mm}/\text{测点}$),有待开展进一步的试验及

深入分析。另外,干扰区最大热流与无舵情况下相比高出约19倍,可见干扰结构会导致热流的明显增长。

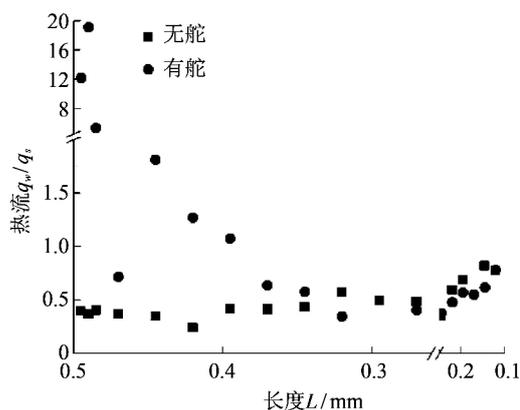


图7 中心轴线热流值对比

Fig. 7 Comparison of heat flux on the center line

相比于热流点测量实验结果,数值模拟可提供更为详细的流场结构。图8给出了本实验工况下,圆柱形舵/平板边界层干扰流场温度云图,舵前缘上游存在明显的前缘激波,由于边界层存在亚声速区,激波无法紧贴壁面。在后掠角为 0° 时,圆柱舵垂直于平板,舵前的脱体正激波与前缘激波相交形成“ λ ”波系结构,在舵前分离区内主再附线附近的平板上形成高压及高热流区。随着分离涡绕舵向下游方向发展时,再附线附近峰值压力与热流值逐渐减小。热流的峰值与低值与附着线和分离线分布相似且沿旋线向后,舵体激波与前缘激波、激波与边界层干扰形成的干扰区形成三维的马蹄涡形状并向后发展,使得干扰区域进一步扩大,舵侧面同样因干扰而出现高压和高热流区。当然,具体的流场结构都是和舵高度及后掠角密切相关的。

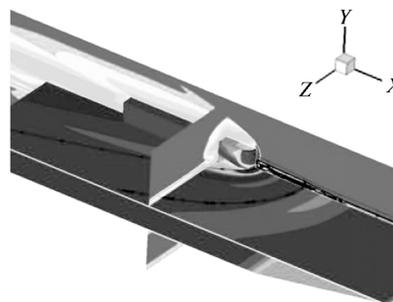


图8 三维流场结构

Fig. 8 Three dimensional flow field structure

3 结论

本文通过测量大尺寸平板及带圆柱形直立舵

干扰区的热流,并结合数值模拟给出了干扰区热流的分布规律及结构,主要结论如下:

1) 平板无舵体干扰条件下热流分布与求解层流边界层方程的理论结果吻合较好,本实验工况下为层流.

2) 有舵体干扰条件下,激波与边界层干扰导致的边界层分离和再附是影响热流分布的主要因素,热流分布出现双峰结构,在靠近舵体的再附点出现峰值,低热流点则出现在流动的分离区.

3) 与无舵体干扰平板热流分布相比,有舵体干扰区热流最大值高约 19 倍,最大值出现在距离舵根部 0.2 倍舵直径的位置.

参考文献:

- [1] Ferri A, Atti di Guidonia. Experimental results with airfoils tested in the high-speed tunnel at Guidonia [R]. Washington: NACA TM 946, 1939.
- [2] Liepmann H W. The interaction between boundary layer and shock waves in transonic flow[J]. JAS, 1946, 13: 623-637.
- [3] Fage A, Sargent R F. Shock wave and boundary layer phenomena near a flat surface[J]. Proceedings of the Royal Society of London, 1947, 190(1020): 1-20.
- [4] Young F L, Kaufman L G, Robert H K. Experimental investigation of interactions between blunt fin shock waves and adjacent boundary layers at mach numbers 3 and 5[R]. ARL 68-0214, 1968.
- [5] Hung C M, Buning P G. Simulation of blunt-fin-induced shock wave and turbulent boundary layer interaction[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1985, 154 (154): 163-185.
- [6] Hung F, Patel D. Protuberance interference heating in high-speed flow[C]//AIAA-1984-1724, 1984.
- [7] 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[J].力学学报,1981,17(1): 70-78, 111.
Yu Hongru, Li Zhongfa. Heat transfer studies in the region of shock and turbulent boundary layer interaction induced by a cylindrical protuberance[J]. Chinese Journal Theoretical and Applied Mechanics, 1981, 17(1): 70-78, 111. (in Chinese)
- [8] Aso S, Nakao S. Aerodynamic heating phenomena in three dimensional shock wave/turbulent boundary layer interaction induced by sweptback sharp fins in hypersonic flow[C]//Proc 18th Int Symp shock waves, 1991.
- [9] Schuricht P H, Roberts G T. Hypersonic interference heating induced by a blunt fin[C]//AIAA 98-1579, 1998.
- [10] 李素循,倪招勇.高超声速层流干扰流场研究[J].宇航学报,2003,24(6): 547-551.
Li Suxun, Ni Zhaoyong. Investigation of laminar interactive flow field in hypersonic flow[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(6): 547-551. (in Chinese)
- [11] 李艳丽,李素循.高超声速绕钝舵层流干扰流场特性研究[J].宇航学报,2007,28(6): 38-43.
Li Yanli, Li Suxun. Investigation of interactive hypersonic laminar flow over blunt fin[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 38-43. (in Chinese)
- [12] Estruch-Samper D, Lawson N J, MacManus D G, et al. Schlieren visualization of high-speed flows using a continuous LED light source[J]. Journal of Visualization, 2009, 12(4): 289-290.
- [13] Kumar C S, Singh T, Reddy K P J. Investigation of the separated region ahead of three dimensional protuberances on plates and cones in hypersonic flows with laminar boundary layers[J]. Physics of Fluids, 2014, 26(12): 247-263.
- [14] Yu H, Esser B, Lenartz M, et al. Gaseous detonation driver for a shock tunnel[J]. Shock Waves, 1992, 2(4): 245-254.
- [15] 姜宗林,李进平,赵伟,等.长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究[J].力学学报,2012,44(5): 824-831.
Jiang Zonglin, Li Jinping, Zhao Wei, et al. Investigating into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnels[J]. Chinese Journal Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 44 (5): 824-831. (in Chinese)
- [16] Schultz D L, Jones T V. Heat transfer measurements in short duration facilities [R]. AGARD-AG-165, 1973.
- [17] Li X D, Hu Z M, Jiang Z L. Numerical investigation on the thermal protection mechanism for blunt body with forward-facing cavity[J]. Sci China Tech Sci, 2016, 59(3): 1-10.
- [18] Wang Qiu, Li Jinping, Zhao Wei, et al. Comparative study on aerodynamic heating under perfect and non-equilibrium hypersonic flows [J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2016, 59(2): 624701.