

激波风洞高焓流动及其驻点 对流和辐射热流测量^{*}

唐贵明 袁生学 曾远金

中国科学院力学研究所, 北京 100080

摘要 在激波风洞中用氢氧燃烧驱动方法获得了总压14MPa, 总温高达7200K的高超声速高焓平衡流, 可以模拟再入飞行速度4至5km/s的真实气体效应。本文还介绍了高温气流中驻点对流和辐射传热测量技术及其测量结果。

关键词 高焓高超声速流; 真实气体效应; 激波风洞; 驻点热流; 驻点辐射热流

中图分类号 V211.1

0 引言

随着航天再入飞行器的发展, 高超声速高焓流动研究显得越来越重要。国外早在50年代就开始了高温真实气体效应的实验研究和数值模拟。实验研究主要在激波管和激波风洞中进行。由于该问题十分复杂, 而实验模拟又极其困难, 问题远没有解决。例如典型的现代飞行器再入速度高达7km/s, 在风洞中模拟, 气流总温则必须达到10000K, 总压则高达10MPa。这样高的气流条件, 常规风洞根本无法达到, 一般脉冲风洞也难以实现。因此, 自80年代以后, 国际上从三种途径来提高激波风洞驱动能力。一是以Calspan为代表的加热高压氢驱动^[1], 二是澳大利亚Stalker的自由活塞驱动^[2], 三是我国正在开展研究的氢氧爆轰驱动^[3], 这是很有潜力的高焓驱动方法, 目前在技术研究上已取得很大进展, 期望在不久的将来可达到实用化的程度。

本文主要介绍在现有激波风洞中, 采用氢氧燃烧驱动方法所获得的高超声速高焓气流条件及球柱模型驻点对流和辐射热流测量结果。

1 高焓气流的获得

本实验在激波风洞JF8中进行。该设备驱动段长6.5m, 被驱动段长13.5m, 内径均为0.15m, 实验段直径1.2m。喷管为锥形喷管, 锥度为1/4, 出口直径为0.5m。喷管喉道可以更换。这次实验选用喉道直径 $d^* = 40\text{mm}$ 和 $d^* = 17\text{mm}$, 其理想气体流动马赫数分别为7.7和11。第一道膜采用双膜结构, 以提高气流参数的重复性。4mm厚不锈钢片开十字形槽。第二道膜是1mm厚的铁片。实验气体为空气, 驱动气体是氢氧燃烧加热后的氢气。为

* 气动预研基金资助

收稿日期: 1998-04-28

了降低点火能量, 提高破膜质量, 采用了轴向离散多点点火方式。点火丝沿轴向安装, 由电容放电点火, 点火电压为3000V。充氧比为6.5%, 驱动段初始压力为58MPa。氢氧燃烧驱动技术详细情况见文献[4]。

决定风洞状态的主要参数为被驱动段初始压力 P_1 、初始温度 T_1 、末端激波马赫数 M_s 、反射激波后压力 P_5 和平衡总压 P_0 、喷管壁面静压 P 和出口附近皮托压力 P_t 分布。压力均用压电传感器测量。根据末点激波马赫数 M_s 和初始条件 P_1, T_1 , 由激波管手册^[5] 可以求得总温和总焓。根据皮托压力或静压测量值及驻室条件 P_0 和 H_0 , 由文献[6]可求得实验段各气流参数, 如 M, Re 。这样得到的气流参数列于表1中。

表1 风洞高焓流动参数

Table 1 Parameters of high enthalpy flow in the shock tunnel

状态	d^* (mm)	M_s	P_0 (MPa)	P (kPa)	P_t (MPa)	H_0 (MJ/kg)	T_0 (K)	M	Re ($10^4/m$)	τ (ms)
I	40	8.8	13.4	5.1	0.180	9.76	5800	5.3	72	4.5
II	40	9.8	12.1	3.3	0.162	12.43	6600	5.2	44	4.5
III	17	10.4	13.9	0.49	0.025	14.36	7200	6.4	8.9	4.5

驻室压力 P_5 , 实验段皮托压力 P_t 和静压 P 随时间变化的曲线示于图1中。压力波形平直段长达5ms, 因此可用定常流时间不少于4.5ms。 P_5 曲线表明激波管以缝合状态运行, 所以获得了较长的实验时间。皮托压力沿径向分布绘于图2中。图中数据表明在核心区直径400mm 范围内, 没有明显径向压力梯度, 但在自由射流边界层内皮托压力迅速降低。可用核心流直径不小于350mm, 可以用于较大模型的高焓流实验。图2中数据也表明, 由于锥形喷管形状的影响, 喷管出口后, 气流进一步膨胀, 因而气流参数存在轴向梯度。根据不同轴向位置静压和皮托压力测量数据确定的马赫数轴向梯度为0.7/m。因此利用本实验条件进行模型压力和传热系数测量时要考虑锥形流影响。图3表示喷管出口处平衡流静压与总压比 (P/P_0) 随总温 T_0 变化的计算结果。本实验数据接近平衡流曲线, 因此本实验来流条件近似为平衡流。

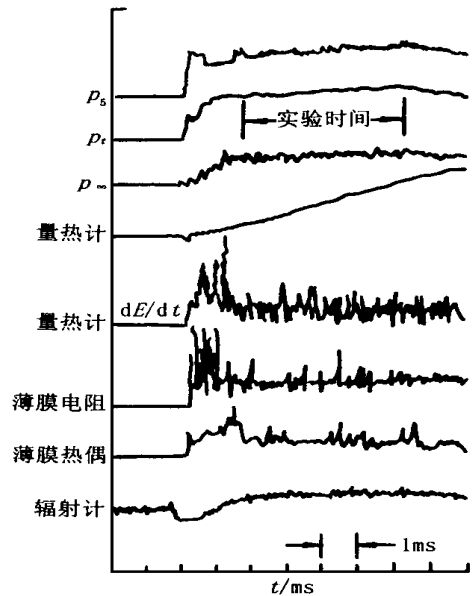


图1 压力和热流信号波形

Fig 1 Typical traces of pressure and heat transfer during a test

从表1中所列气流条件可以看到, 在总压 $P_0 = 10 \sim 14$ MPa 的条件下, 总温可达5800K 至7200K。模型激波层中气体分子已振动激发, 氧分子离解的影响已变得很重要

了。另外, 化学反应流的相似律指出, 物体绕流中的真实气体效应的模拟, 要求地面设备

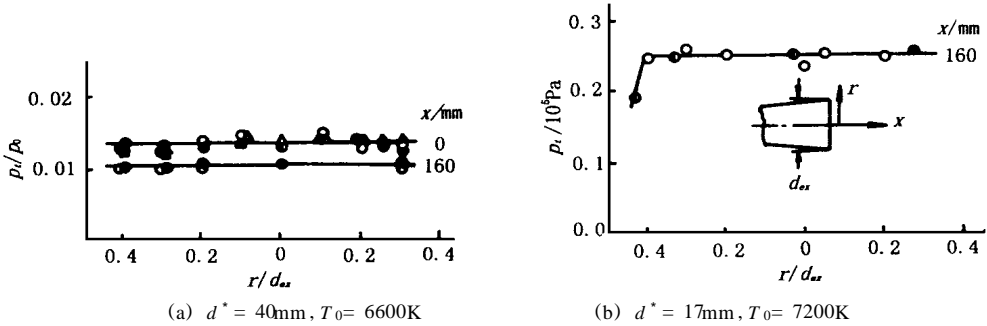


图2 皮托压力沿径向分布

Fig 2 Pitot pressure radial distribution

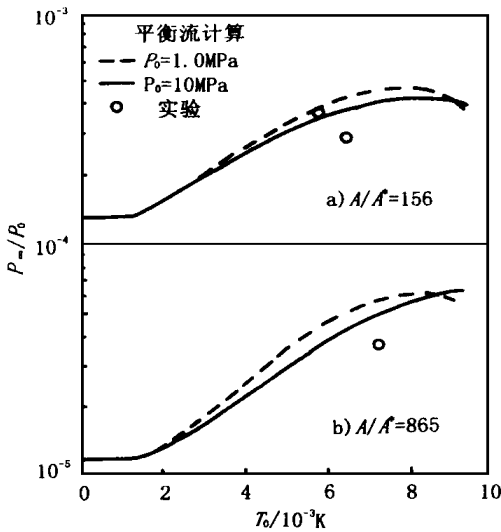


图3 气流总温对静压-总压比的影响

Fig 3 Effect of reservoir temperature on the ratio of static pressure to reservoir pressure

中要同时模拟自由流速度 v 和二元反应模拟参数 ρL (即自由流密度和模型特征长度乘积)。图4表示典型现代轨道飞行器轨迹的密度与特征长度乘积随飞行速度的变化, Stalker 管的性能及本实验模拟区域也表示

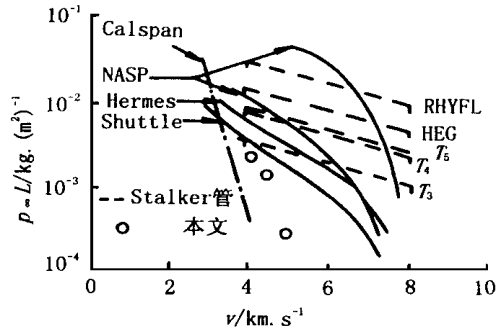


图4 二元反应流模拟参数随再入速度的变化

Fig 4 Binary scaling parameter vs reentry velocity

在图4中。因此, 利用本实验条件可以进行再入速度3至5km/s时的高温真实气体效应基本现象的研究。

2 驻点对流和辐射热流测量

2.1 驻点对流热流率

随着焓值的增加, 激波风洞的可用实验时间变短, 在这种高焓气流条件下, 常规的薄膜电阻温度计易于损坏, 使测量重复性及精度大大降低。因此, 本实验采用铜箔量热计和同轴薄膜热电偶技术^[7-8]测量驻点热流。

铜箔量热计由一圆形铜箔及其背面中心点焊的热偶丝组成。由于敏感元—热电结点焊在铜片背面, 可以避免受到固体微粒的直接冲刷, 因而不易损坏。这种传感器还具有阻抗低、抗干扰能力强, 可测高热流率的优点。同轴薄膜热电偶由康铜管, 细铜丝和金属薄膜

组成。金属膜镀在一抛光的端面上,使康铜管和铜丝之间形成环形热电结。这样即使测量端面受到气流冲刷,环形热电结也不易损坏或断开。上述两种传感器还可直接用于导电介质(如电离气体)中。铜箔量热计,薄膜电阻温度计及同轴薄膜热电偶输出信号波形示于图1中。图中也给出了量热计输出信号微分(dE/dt)后的波形,它与电阻温度计和薄膜热电偶输出波形相似,近似为阶跃方波。从这些波形可以看出,传感器的热响应都非常快。

表2

模型	球头圆柱				平头圆柱	
	R = 15mm		R = 10mm		2R = 30mm	
气流状态	实验	计算	实验	计算	实验	计算
III	6.28	6.36	7.79	7.79	3.94	3.81
II	14.15	14.03				

实验模型是球头和平头圆柱体。圆柱直径分别为30和20mm。传感器安装在头部中心,且与端壁平齐。驻点热流测量值与平衡流理论^[9]计算值列于表2中,两者符合很好。本实验数据与其它高焓流风洞结果的比较表示在图5中。图中实线表示平衡流计算

值^[10]。文献[11]的数据低于计算值,且随焓值增加,偏离越大,但本实验值稍高于文献[10]的计算值。文献[12]的数据散布较大,但其平均趋势与计算值基本一致。

2.2 驻点辐射热流

超高速飞行器再入大气过程中的热辐射,主要来源于头激波加热后的非平衡气体和通过激波层后已处于平衡的气体。它们分别称为非平衡辐射和平衡辐射。

驻点辐射热流传感器是在原有铂薄膜电阻温度计基础上发展的,它由铂薄膜电阻温度计、石英窗、碳黑层和尼龙套组成。实验时,薄膜辐射计安装在模型驻点区域,输出阶跃波形示于图1中。按照常规的薄膜电阻温度计测热技术,即可求得驻点辐射热流率测量值

$$q_{R, \text{gage}}$$

实验模型为平头圆柱,其直径分别为3cm和4cm,用尾支杆支撑安装在实验段轴线附近。根据实验测量的驻点辐射热流率可以得总辐射强度E。

对于半无限平板模型,光学薄的高温气体的驻点平衡热流率^[13]为

$$q_R = 0.5 \delta F_1 E \tag{1}$$

因此有

$$E = q_R / (0.5 \delta F_1) = q_{R, \text{gage}} / (0.5 \delta F_1 F_2 T_r \alpha_g) \tag{2}$$

其中E为驻点总辐射强度,δ为激波脱体距离,F₁是激波形状因子,F₂是辐射计视角因子,T_r是石英窗平均透射系数,α_g是碳黑层的平均吸收系数,q_R和q_{R,gage}分别是驻点辐射热流率和辐射计测量值。根据本实验具体条件,上述常数因子F₁=0.82,F₂=0.6,T_r=0.85,α_g=0.8。激波脱体距离可由激波前后密度比和圆柱直径R估算

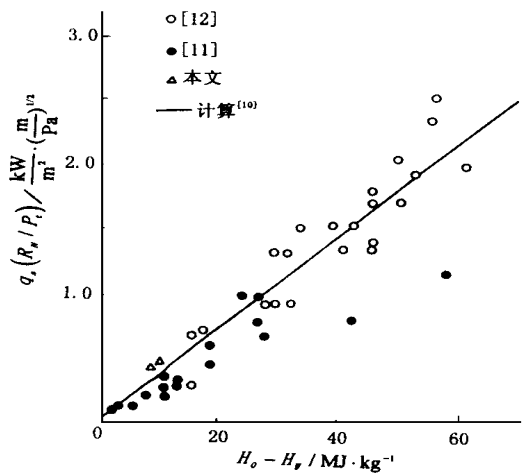


图5 驻点对流热流率结果比较

Fig 5 Comparison of present and previous stagnation point convective heat transfer data

$$\delta = 3R\rho / 4\rho_s \tag{3}$$

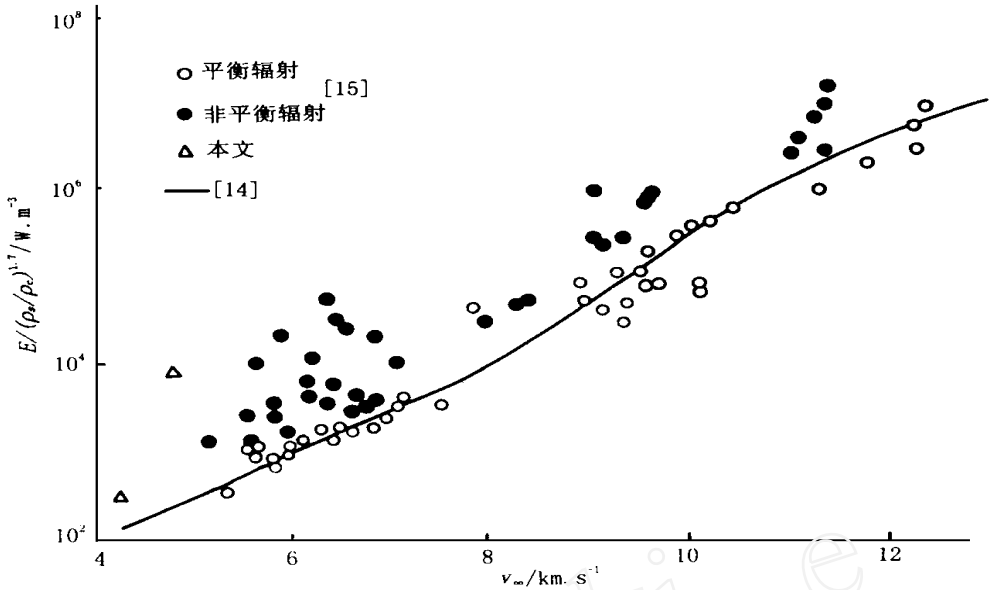


图6 高温空气辐射实验与平衡辐射计算比较

Fig 6 Comparison of experimental high temperature air radiation and calculated equilibrium radiation

测量数据和平衡辐射理论值^[14]绘于图6中,其中 ρ_c 为海平面大气密度。图中还包括文献[15]的平衡和非平衡辐射热流测量结果。当速度为4.2km/s时,本实验值与平衡辐射计算值和文献[15]的测量数据一致,而4.8km/s时,高于平衡辐射计算值,而与文献[15]非平衡辐射实验结果一致。这可能是由于激波层密度不同的缘故,前者激波后密度比后者高一个量级。

2.3 结论

采用氢氧燃烧驱动方法,在激波风洞中获得了总压14MPa,总温高达7200K的高超声速高焓气流。有效实验时间4.5ms,核心流直径350mm,能模拟再入飞行速度4~5km/s条件下的真实气体效应。

采用铜箔量热计和同轴薄膜热电偶测量的高焓流驻点对流热流率与平衡流理论值很好相符。薄膜辐射计测量的高温气体辐射在激波层密度较高时与平衡辐射计算一致,也与其它平衡辐射实验数据一致;在较低密度时高于平衡辐射理论值,而与其它非平衡辐射实验结果一致。

更高的模拟能力将要采用新的驱动方法,是今后要重点研究的问题。

参 考 文 献

- 1 Holden M. Recent Advances in Hypersonic Test Facilities and Experimental Research, AIAA 93-5005, 1993
- 2 Stalker R. J. Shock Tunnel for Real Gas Hypersonic Flow, A GARD CP-828, 1987
- 3 Yu H R, et al Gaseous Detonation Driver for Shock Tunnel, to be submitted to Shock Waves
- 4 袁生学,冯春燕,唐贵明 激波风洞与燃烧驱动及高焓状态调试 全国第四届实验流体力学学术会议文集 1993

- 5 Glass I I and Hall J G. Shock Tubes, Handbook of Supersonic Aerodynamics, NAVORD Report 1488, Vol 6, Section 18, 1959
- 6 Jorgensen and Baun G M, Charts for Equilibrium Flow Properties of Air in Hypersonic Nozzles, NASA TN D-1333
- 7 俞鸿儒等. 激波风洞传热测量用的塞形铜箔量热计. 力学情报, 1976, 4
- 8 唐贵明等. 瞬态温度测量. 第四届敏感技术会议报告, 1988, 8
- 9 Fay J A, Ridell F R, Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air, JAS. 1958, 25(2)
- 10 Zoby E V, et al Preliminary Aerothermal Analysis for Saturn Entry, Prog Aeronautics and Astronautics, Vol 77, Ed AL Crosbie, P374, 1980
- 11 Gai S L, et al Stagnation Point Heat Transfer in Hypersonic High Enthalpy Flow, AIAA 85-973, 1985
- 12 General Electric Report, Generic Aerocapture Atmospheric Entry Study, Vol 1, Document 80SDR226, P. IV-2, Oct., 1980
- 13 Nerem R M. Stagnation Point Heat Transfer in High Enthalpy Gas Flow, AD 601371, 1964
- 14 Kivel B and Bailey K. Tables of Radiation from High Temperature Air, Res Rep. 21, AVCO Res Lab., 1957
- 15 Page W A. Shock-layer Radiation of Blunt Bodies Traveling at Lunar Return Entry Velocities, IAS Paper No. 63-41

HIGH ENTHALPY EQUILIBRIUM FLOW AND MEASUREMENTS OF STAGNATION POINT CONVECTIVE AND RADIATIVE HEAT TRANSFER IN A SHOCK TUNNEL

Tang Guiming Yuan Shengxue Zeng Yuanjin

Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, Beijing 100080

Abstract The hydrogen-oxygen combustion driver technique was used to produce strong shock waves and a high reservoir temperature range of 5800~7200K with a reservoir pressure of 14MPa. Hypersonic equilibrium flow in the conical nozzle was established with a duration of 4.5ms of fairly uniform flow at Mach number of 6.4 in the test section, in which real gas effects at reentry speed of 3~5km/s can be simulated.

Convective and radiative heat transfer measurements were carried out at the stagnation point of a blunt model with copper slug calorimeters and thin film heat transfer radiation gages respectively. The results are compared with existing experimental data and theoretical prediction.

Key words high enthalpy hypersonics; real gas effects; shock tunnel; stagnation point heat transfer; stagnation point radiative heat transfer