

文章编号:1007-3124(2000)04-0036-05

爆轰驱动激波风洞驻室温度测量的 化学温标方法

何宇中,王 苏,赵 伟,范秉诚,谷笏华,王 静,崔季平

(中国科学院力学研究所高温气体动力学研究开放实验室,北京 100080)

摘要:为直接测定驻室温度,以预混于实验气体中微量四氟甲烷 CF_4 在高温下热分解反应的动理学分析为基础,采用一个快速单向进样阀于喉道前部对反射激波后的气体进行采样,通过气相色谱方法检测反应终产物四氟乙烯 C_2F_4 的浓度作为温度指示,测量激波风洞中反射激波后驻室的温度。应用于最新研制成功的爆轰驱动激波风洞驻室温度测量的结果显示其采样技术及化学温标方法是适用的。讨论了用氢氧爆轰驱动产生的管壁凝结水对测量的影响。

关键词:温度测量;激波管;激波风洞;四氟甲烷;驻室气体;化学温标

中图分类号:TK311;O354.5 文献标识码:A

Reservoir gas temperature measurement in detonation driven shock tunnel by chemical temperature scale

HE Yu-zhong, WANG Su, ZHAO Wei, FAN Bing-cheng, GU Jia-hua, WANG Jing,
CUI Ji-ping

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

Abstract: For measuring the temperature of reservoir gas in the detonation driven shock tunnel (DDST) directly, argon is used as the driven gas with small amount of CF_4 added as reagent to produce the temperature indicator C_2F_4 based on a kinetic analysis of the thermal decomposition during the shock process. By using a high speed one-way valve connected directly to the shock tunnel just ahead of the entrance of the nozzle, a sampling system is constructed to sample the reservoir gas to a gas chromatography. The experimental results show that the sampling technique suggested here is available and the chemical temperature scale determined is convenient. The effects of condensation water on the wall of the driven section, as we use the oxyhydrogen detonation as the driven gas, are also discussed.

收稿日期:2000-06-20

作者简介:何宇中(1940-),女,河北广宗人,中国科学院力学研究所研究员。

Key words: temperature measurement; shock tube; shock tunnel; tetrafluoromethane; reservoir gas; temperature indicator

0 引言

激波风洞是以激波管反射激波后的高温高压气体作为驻室气体运行的。目前其驻室条件大多是用测定激波速度按理想正激波关系推定的。由于存在着粘性和其他的不理想性,气体的真实状态与理想状况有差别,特别是对于高焓高速运行这一差别将更大。这一偏离既不可被忽略掉,又无法估计与控制。因此,驻室温度的直接测定是有重要意义的。为此笔者提出了测量激波风洞中反射激波后驻室温度的一种新的化学温标方法。这一方法的原理是根据 Tsang^[1]提出的在化学激波管中测温的对比速率方法,采用一种微量的已知反应速率的化学物质掺入实验气体,用这种物质在高温下发生化学变化生成的终产物作为一种温标,这种化学物质在本文中称之为“温度示踪物”(Temperature indicator)。一般化学激波管的运行温度在 1000K 左右,而激波风洞的运行温度要达到 3000~6000K 以上,故 Tsang 所推荐的若干种温度示踪物不能用于风洞这样的高温条件。因此,选择一种适合于激波风洞运行条件的温度示踪物,并且对其测温原理作新的考察是必要的。笔者选取具有很高热稳定性的四氟甲烷 CF_4 作为温度示踪物。首先在激波管上考察它在历经反射激波升温,再由稀疏波冷却过程中生成的终产物浓度与反射激波后温度的关联关系。这一关联从原则上提供了一个实验温标和新的测温方案^[2]。笔者还对实验求得的温度与产物浓度的关联式从化学动力学的角度进行解释,使这一实验温标的划定从理论的深度上得到支持,为提高测量精确性提供依据;并且建立与运行特性参数的关联,以便于实际在激波风洞上测温使用。最后将化学温标方法用于最新研制成功的爆轰驱动激波风洞的驻室温度测量。

1 实验

第 1 部分实验是在单脉冲激波管^[2-4]上进行的。激波管低压室初始压力分别为 $p_1 = 4\text{kPa}, 8\text{kPa}$ 和 16kPa 。低压室充入预混于 Ar 气中 1×10^{-3} 体积分数的 CF_4 的混合气。用纯 H_2 驱动,针刺破膜。经激波加热到气流静止之后,由尾端盖处取样,送入气相色谱进行分析。我们选用 CF_4 热分解产物 C_2F_4 的浓度 $[\text{C}_2\text{F}_4]$ 与起始物料 CF_4 浓度 $[\text{CF}_4]_0$ 之比作为温标划分的表征量。经过分析发现在同一起始压力下, $[\text{C}_2\text{F}_4]/[\text{CF}_4]_0$ 与反射区的温度呈 Arrhenius 关系。改变起始压力, $[\text{C}_2\text{F}_4]/[\text{CF}_4]_0$ 与起始压力 p_1 的二次幂成正比。将 3 个不同起始压力和不同激波强度下得到的数据取为无量纲量 $\lg \left[\left(\frac{\tau(\text{ms})}{1\text{ms}} \right)^{-1} \left(\frac{p_1(\text{kPa})}{10\text{kPa}} \right)^{-2} \left(\frac{[\text{C}_2\text{F}_4]}{[\text{CF}_4]_0} \right) \right]$ 作为纵坐标,以反射区温度的倒数作为横坐标,形成一个统一的 Arrhenius 关系,见图 1。实验拟合的结果为

$$\lg \left[\left(\frac{\tau(\text{ms})}{1\text{ms}} \right)^{-1} \left(\frac{p_1(\text{kPa})}{10\text{kPa}} \right)^{-2} \left(\frac{[\text{C}_2\text{F}_4]}{[\text{CF}_4]_0} \right) \right] = 2.36 - 1.38 \times 10^4 T^{-1} \quad (1)$$

适用范围 $3300\text{K} < T < 5600\text{K}, 0.005\text{MPa} < p_1 < 0.012\text{MPa}, \tau \approx 0.4\text{ms}$ 。

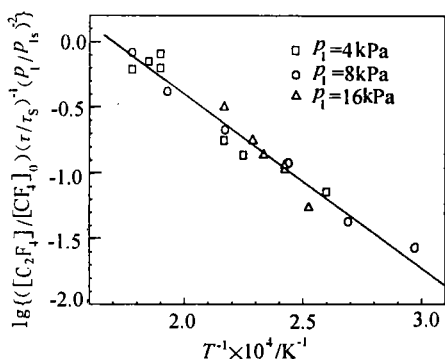


图1 高温下 CF_4 裂解产物 C_2F_4 的相对浓度与温度关系的标定曲线

Fig.1 Correlation curve of relative concentration of product C_2F_4 from pyrolysis of CF_4 vs reciprocal temperature

$$\left(\frac{\tau}{\tau_s}\right)^{-1} \left(\frac{p_1}{p_{1s}}\right)^{-3} \frac{[\text{C}_2\text{F}_4]}{[\text{CF}_4]_0} = 1.4 \times 10^{33} T^{-7.5} \exp(-584000/RT) \text{cm}^3 \text{mol}^{-1} \text{s}^{-1} \quad (2)$$

其中 $\tau_s = 1 \times 10^{-3} \text{s}$, $p_{1s} = 10 \text{kPa}$ 。(2)式为我们最终建议的反应动力学温标表达式,它与实验所得的经验公式(1)在适用温度范围内符合良好。应该指出的是由理论所决定的表观活化能,及其所决定的 Arrhenius 斜率的正确性,这在很大程度上增进了测量温度的可靠性。用测定 C_2F_4 的浓度所标定的实验温度的散差为 $\pm 2\%$ 。

第2部分实验是在爆轰驱动激波风洞中进行的,其性能详见文献[5]。风洞主要几何参数为:被驱动段长 10m,内径 10cm;驱动段长 10m,内径 15cm;卸爆段长 4.25m,内径 43cm。为了实验过程简单,用死堵将风洞喉道关闭,这样先使驻室条件简单化,并且采样条件易于控制。在被驱动段下游端部近于喉道处开设一个采样孔。采样孔上直接联接一个快速单向阀,其开启压力为 0.1MPa。单向阀下游通向一容积为 400cm^3 之采样罐。采样罐预备状态为真空,采样后打开送样阀将气样送入气相色谱仪进行分析。激波风洞之驱动状态为:驱动段采用 H_2 、 O_2 的体积分数分别为 75%、25% 的预混氢氧混合气体的反向爆轰驱动,起始压力 $p_{4i} = 1 \text{MPa}$;被驱动段采用 Ar、 CF_4 的体积分数分别为 99.9%、0.1% 的工作气体,起始压力 p_1 由 0.004MPa 到 0.016MPa;卸爆段预抽真空与驱动段间用聚脂膜相隔。

实验运行中发现有较大的激波衰减,其程度比文献[4,5]的结果剧烈(见图2)。与之相伴的是 p_5 测量记录有强烈的压力上扬现象。在经过仔细将管壁上的凝结水清除后,情况得到改善,激波衰减量恢复到正常程度,5区压力上扬现象不再出现,并可清楚看到稀疏波作用引起的5区压力下降。

基于这样的实验事实,可以推断出由于有凝结水的存在5区反射激波后有水的扬起与汽化过程,这一过程如喷淋冷却一样吸收大量的热而降温,同时水蒸汽使5区的总克分子密度上升,对压力的综合影响是压力亦随之上升,这一冷却过程是先于稀疏波到达

(1)式为由实验确定的一个温标表达式。其本身是用理想正激波关系及实测激波速度获得的。因此,用这一关联公式测量温度并不能说提高了测量精度。重要的是(1)式发掘了一种规律,即产物浓度与实验温度有好的关联,它以激波的运行起始压力和实验时间为参数。我们进一步要做的是把这种规律的内在机制找出来,建立一种由化学动力学为基础的理论表达式。这样一种温标分度是以示踪物的分子结构参数为基础的。因而摆脱了宏观经验的方法。

对 CF_4 热分解反应机制进行详细动力学分析和计算得到^[2]

之前发生的,对温度的淬冷却是显著的。5区气体被淬冷的开始时间应当用 p_5 压力开始爬升的时刻来表征,即温标表达式中的 τ 值。由于凝结水也对温度指示剂 C_2F_4 的浓度造成影响,在色谱分析中出现了 CF_2H_2 这样的峰。高温下 CF_4 热分解为 CF_2 自由基,在冷却过程中只有部分复合成 C_2F_4 ,另一部分则由于与 H_2O 的相互反应而生成 CF_2H_2 这样的稳定产物。在本实验中我们引入了一个等效的 C_2F_4 浓度的折算,取 $[C_2F_4]^{**} = [C_2F_4] + 0.5[CF_2H_2]$ 。这样,温标经验表达式(1)之左边均为可测量,即可获得化学温标的测定值。爆轰驱动激波风洞驻室气体温度测量实验参数及结果见表 1。表中 a, b, c, d, e, f 为激波测速压电探头所在位置。

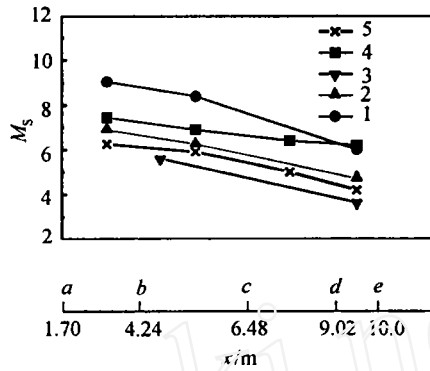


图 2 激波在被驱动段之衰减。 x 为距膜片的距离, a, b, c, d, e 为激波测速探头位置

Fig. 2 Decay of shock wave in the driven section. x is distance from the diaphragm; a, b, c, d and e are the locations of shock velocity probes

表 1 爆轰驱动激波风洞驻室气体温度测量结果

实验	被驱动段	被驱动段激波马赫数定时测量				5 区压力测量			化学温标测量			
	p_1/MPa	M_s (ab)	M_s (bc)	M_s (cd)	M_s (ef)	T_5/K	p_{5f}/p_1	M_s	τ/ms	T_3/K	$\frac{[C_2F_4]^{**}}{[CF_4]_0} \times 100$	T_3/K
1	0.004	9.0	8.2	-	6.0	8000	200	6.1	-	-	-	-
2	0.016	6.9	6.3	-	4.7	5200	107	4.2	0.5	3960	0.07	3800
3	0.016	5.5	-	-	3.6	3000	65	3.8	2	3390	0.24	3700
4	0.016	7.5	6.9	6.5	6.2	9000	270	6.2	-	-	-	-
5	0.012	6.0	6.0	5.0	4.2	4100	112	4.3	1	4260	0.38	4700

2 结 论

笔者提出了一个基于化学动力学方法的激波管和激波风洞驻室温度的测量原理。用具有高活化能的四氟甲烷 CF_4 在高温下分解的特征,以产物 C_2F_4 为温度示踪物,从实验上给出了一个温标表达式。对此进行了反应动力学的理论解释,给出了一个基于分子特性的理论温标表达式。这一方法中已经包括了不同激波管装置运行特性的影响,并归纳为相关的设备参数,可提供给不同的激波管和激波风洞驻室使用。

化学温标方法用于激波风洞驻室测温的主要技术问题是要解决自激波风洞反射激波后形成的驻室气体中的动态采样。这种采样必须经过一个从高温到常温的冷却过程,然后才能将它送到分析仪器进行检测。实施这一过程的方法有 3 种。第 1 种是 Glick, Squire 和 Hertzberg^[6] 提出的用不定常稀疏波冷却法。我们在激波管上就使用了这一方法。它有很快的冷却速度,并且可以由流体力学分析加以定量化。第 2 类方法是 Stalker^[7] 建议并用于电弧风洞的测量。其原理是从高温区采样,在快速进入采样装置时

通过一微型的热交换器对气体进行较快速的强制冷却,这一方法后来被 Olivier^[8]推广用到激波风洞上。第3类方法是在被驱动段内预先置入异相的冷却剂,激波到达后将其扬起雾化和蒸发通过吸热而将气体冷却。它兼有以上两种方法的作用,可以由管内过程来完成,并且是经过直接换热冷却。但其缺点是两相过程难于控制,其冷却过程难于定量描述。本文所用的采样方式是上述3种方法的一种综合运用。首先是将爆轰驱动风洞所设置的卸爆段当作一个强稀疏波的发射器,在爆轰波到达驱动段端头进入卸爆段发射回一强稀疏波,到达被驱动段驻室区域将气体冷却。第2是用一快速单向阀直接从驻室采样,采样气体经过一较长的中间管道再进入采样罐,这一中间管道兼有换热冷却之效果。作为方法3,实际上是本实验中出现的一个副产物,即爆轰驱动的产物水每次都凝结在管壁上,它在激波作用下被扬起成小水滴状,然后蒸发汽化而吸收热量使气体冷却。本实验之原始设想是以方法2为基础,而对凝结水的作用估计不足。最终的实验结果显示,凝结水提供的冷却机制在本实验中的作用明显。

笔者使用的单向阀采样技术是成功的。在爆轰驱动激波风洞中使用这项技术进行的化学温标方法的驻室气体温度测量的结果与预期结果是一致的,证实了化学温标方法在激波风洞上是可实用的。

参考文献:

- [1] TSANG W. Shock waves in chemistry, Lifshitz A, ed., New York and Basel, Marcel Dekker Inc., 1981, 59~129.
- [2] CUI Ji-ping, HE Yu-zhong, WANG Su, et al. ACTA MECHANICA SINICA (English Series) 2000, 16(1): 63~69.
- [3] 崔季平, 范秉诚, 何宇中. 单脉冲激波管在化学动力学上的应用. 化学物理学报, 1992, 5(5): 374~377.
- [4] 范秉诚, 崔季平. 魔洞型单脉冲激波管. 气动实验与测量控制, 1990, 4(3): 58~62.
- [5] YU H R, ZHAO W, LIN J M, GU J H. Proc. 22nd Inter. Symp. on Shock Waves(1999) Paper 2210.
- [6] GLICK H S, SQUIRE W, HERTZBERG A. Proc. 5th Symp. (International) on Combustion (1955) P. 393.
- [7] STALKER R J. In NELSON W C Ed: The high temperature aspects of hypersonic flow. Proc. of AGARD-NATO Specialists Meeting(1964)271.
- [8] OLIVIER H. in: Aerothermochemistry of spacecraft and associated hypersonic flows, Proc. of the IUTAM Symp. Ed: BRUN R and CHIKHAOUI A A (1992) P. 431.

(上接第35页)

参考文献:

- [1] ERISSON L E. Wing rock generated by forebody vortices, J. Aircraft, 1989, 26(2).
- [2] 伍开元. 面向先进飞行器设计的非定常空气动力学. 流体力学实验与测量, 1997, 11(2): 14~18.
- [3] 方宝瑞. 飞机气动布局设计, 北京: 航空工业出版社, 1997.
- [4] HSU C H, LAN C E. Theory of wing rock. J. Aircraft, 1985.
- [5] ERISSON L E. The Various sources of wing rock. AIAA CP 88-4370.
- [6] ERISSON L E. Flow phenomena causing wing and body rock. AIAA-84-2177.
- [7] 孙海生. $\times\times$ 飞机大攻角动导数低速风洞试验. 气动中心低速所, 1990.
- [8] ERISSON L E. F-18 wing rock conderations. ICAS-94-3.4.2.