

文章编号: 1007-3124(2004)02-0055-05

高温真实气体效应中催化效应 对气动热影响的实验探索

高冰, 杭建, 林贞彬, 郭大华, 林建民
(中科院力学所高温气体动力学实验室, 北京 100080)

摘要: 主要介绍了在氢氧爆轰驱动高焓激波风洞中进行真实气体效应中催化效应对气动热影响的实验研究。首先从测试工作的角度, 论述了测热模型、测热传感器及风洞改进等关键技术问题及其解决方法。其次描述了在氢氧爆轰驱动高焓激波风洞中, 首次开展气动热风洞试验的过程及其初步结果。结果表明: 热流数据随测点位置和迎角的变化呈有规律的变化; 在同样条件下, 完全催化表面比完全非催化表面热流数值有明显增加的趋向。

关键词: 氢氧爆轰驱动; 高焓激波风洞; 真实气体效应; 催化效应; 气动热; 测热传感器; 催化

* 中图分类号: V211.751; O522 文献标识码: A

The experiment exploration of catalyst effects on aerodynamic heat in real gas effects

GAO Bing, HANG Jian, LIN Zhen-bin, GUO Da-hua, LIN Jian-min

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

Abstract: This paper is mainly concerned with the experiment exploration of catalyst effects on aerodynamic heat in real gas effects in JF-10 oxygen hydrogen detonation driving shock tunnel. Firstly, this dissertation discussed some crucial technical questions and their solved methods such as the design of model and sensors and the improvement of the wind tunnel. Secondly, this dissertation described the experimental process and results in detonation driven shock tunnel. The results showed that heat flow had a well-regulated change with measuring points and the windward angle's change. At the same condition, the heat flow in full-catalyst surface has a more quantity than that in non-catalyst surface.

Key words: oxygen hydrogen detonation driven; shock tunnel; real gas effects; catalyst effects; aerodynamic heat; thermal sensors; catalyst

0 引言

真实气体效应对气动热影响的研究现状是计算多, 假设多, 高质量的实验结果少^[1]。原因有如下几点: 高焓状态建立困难; 气动热影响因素太多, 难以突现真实气体效应的影响; 传感器研制极其苛刻。

运用巧妙的对称模型, 并研制了耐高温、抗冲刷、抗电离、响应极快的新型传感器, 在氢氧爆轰驱动高

焓激波风洞中运用强驱动方式的前向爆轰驱动, 测量了真实气体效应中催化效应对热流影响。具体工作分为: 测热模型的研制; 测热传感器的研制; 风洞设备的改进; 测热对比实验。

基本目标是验证氢氧爆轰驱动高焓激波风洞中适合做气动热及其它真实气体效应研究, 并初步摸索真实气体效应中催化效应对热流影响的规律, 为今后更详细的气动热实验作好技术上的探索和物质上的

* 收稿日期: 2003-08-25; 修订日期: 2003-11-18

作者简介: 高冰(1978-), 男, 湖北荆州人, 研究生, 研究方向: 氢氧爆轰驱动激波风洞的调试、测量与应用。

准备。

1 实验原理

在流场的两对称测点,如除传感器表面(催化性能)不同外其它条件完全一致,则两测点测出热流的比较可突现表面催化性能的影响;测出壁面温度随时间变化的历程,然后利用表面温度按热传导理论可计算表面热流率^[2]。

2 仪器研制

2.1 测热模型的研制

模型特点如图1:头柱半径40mm,楔体张角 20° ,左右对称,一半用催化能力较强的材料(铝),一半用催化能力极弱的材料(玻璃);尾部支撑由弧形槽固定,便于调节迎风角;表面精度,粗糙度: $Ra < 0.80\mu\text{m}$;平面度: $\pm 0.01\text{mm}$ 。

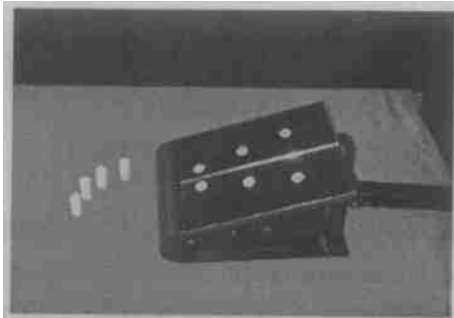


图1 测热模型图片

Fig.1 Picture of model for measuring aerodynamic heat

2.2 传感器孔布局图

传感器布局靠近钝头第一对距离最小,往后依次增大;最后两孔必须在边缘钝头产生的马赫锥之外;测点的斜向排列是为了尽量减小前面测点对后面测点的影响。布局示意图如图2:(为了增加采集数据的可靠度,在每个传感器上镀了两次膜,可以采集两次数据,故6个点可以采集12个数据)。

2.3 测热传感器的研制

传感器的设计 requirements 是:耐冲刷、耐高温、抗电离、响应快;催化与非催化传感器性能基本一致(响应都小于 0.5ms ;两者响应时间差不可超过 0.05ms ;同样热流条件下测出的值差别不可超过 0.5%)。图3是测热传感器示意图:

在敏感材料铂金膜上镀有一层保护层,抗冲刷、

抗高温、抗电离;催化传感器比非催化传感器在表面多镀了一层银层作为催化壁面(传感器直径 15.9mm ,上面平行镀有两道铂金膜,增加传感器数据采集的可靠性)。

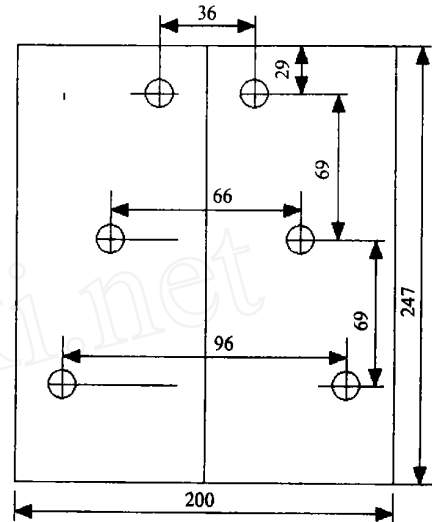


图2 模型上孔分布示意图

Fig.2 Sketch of holes on the model

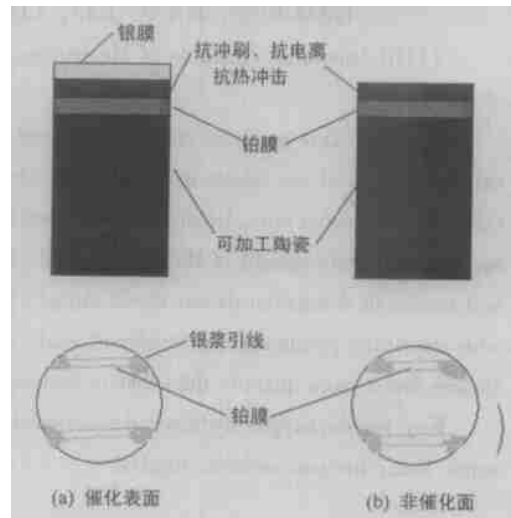


图3 催化与非催化传感器示意图

Fig.3 Sketch of catalytic and non-catalytic sensors

保护层的研制:采用 SiO_2 、 Ta_2O_5 和 Al_2O_3 交叉镀膜,每镀一层后,用电子束进行轰击,以减小薄膜空隙的可能性,增加致密度;共镀20层,约 $1.5\mu\text{m}$,经电镜检测和绝缘性检测,达到良好的致密和绝缘性能。催化传感器上下两道金属膜(银层和铂金膜)之间绝缘电阻 20M ,经高焓风洞实验,经过3-4次实验后,薄膜传感器的电阻变化均不超过2,所以能抗风洞极强冲刷。

2.4 测热传感器的检测

(1) 响应时间的初步检测：油滴法得到的结果如图 4(其中纵坐标热流用统一的无量纲化参数 q' 表示, $q' = qgR\sqrt{RC_1}/(2\sqrt{ck})$, g 为放大倍数 30, R 为铂金膜电阻温度系数), 可见催化传感器响应时间小于 0.4ms; 由于非催化传感器保护膜少一层银膜, 理论上可估计响应时间也小于 0.4ms。

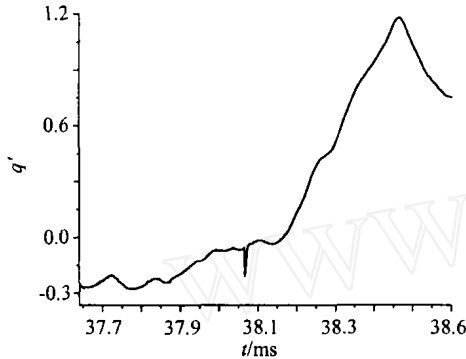


图 4 油滴法测量催化传感器响应曲线图
Fig.4 Responding curve of catalytic sensor measuring by dropping oil

(2) 响应时间的精确检测：炮风洞(无化学反应)得到的结果如图 5。可见催化和非催化传感器的响应基本上是一致的, 大致在 0.4ms 左右; 同样状况下, 测出的热流数据也基本一致, 满足不同传感器其灵敏度基本一致的要求。实验状态如下：

$$M = 7.8, P_0 = 17.16\text{MPa}, Q = 0.084\text{MPa}$$

$$Re = 3.5 \times 10^7/\text{m}$$

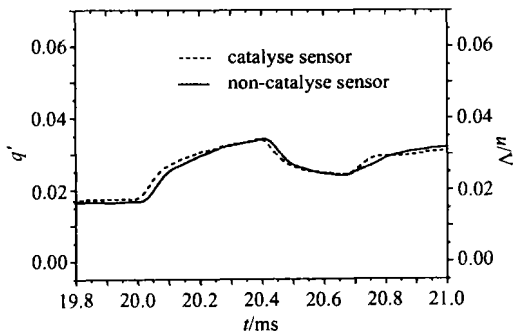


图 5 炮风洞中催化和非催化传感器的响应曲线比较
Fig.5 Responding curves of catalytic and non-catalytic sensor in gun wind tunnel

(3) 测热传感器系统误差的检测。由于感受温度的铂金膜被置于一层保护膜之下, 测量的不是表面温度; 故在表面再镀一层感受温度的铂金膜, 上下两

层铂金膜即可反应真实和实测热流。实验结果如图 6。

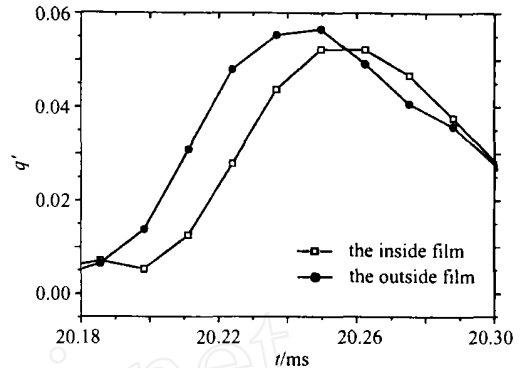


图 6 传感器保护膜造成的系统误差测量
Fig.6 System error led by protecting film onto the sensor

可见保护膜造成响应滞后时间相对于真实热流约为 12μs; 实测热流平均值约为真实热流值的 96%; 由于催化传感器与非催化灵敏度基本一致, 可以推测, 催化传感器系统误差也为 4% 左右。由于我们需要的是两热流的比较, 在两热流系统误差基本一致的情况下, 此精度可以用来进行催化效应的测量实验。

3 氢氧爆轰驱动高焓激波风洞的改进

它有两种驱动方式：前向与反向驱动。前向：驱动能力很强, 气流时间长 (3ms), 但入射激波衰减严重, 气流参数不稳定; Balcerzak 甚至认为这种驱动方式不能用于气动试验设备^[3]。反向：驱动能力较弱, 但入射激波衰减很小, 气流参数稳定; 时间很短 (1.5ms); 一般实验用此方式。真实气体实验要求强驱动方式, 因此对前向驱动设备进行了改进和调试。

采用变截面的方式将波阵面后的膨胀作用减小, 使入射激波衰减幅度变小, 爆轰波在过渡截面处再次部分形成反射, 降低了 Taylor 稀疏波的影响; 由激波理论知: 波系通过变截面时将被定常加速, 因此极大地减小了激波衰减。变截面如图 7。

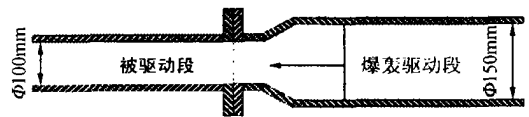
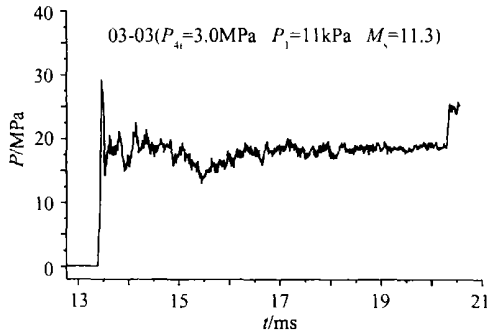


图 7 锥型过渡截面

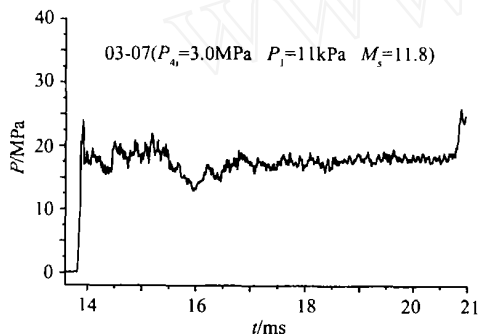
Fig.7 Cone-shaped transitional section

图 8 是风洞驻室压力典型曲线图, 是在氢氧混合气体初始压力 3.0MPa, 被驱动气体初试压力 11kPa 的相同条件下作了两次实验得到的典型曲线图。

由图8可见,在采用变截面技术后,驻室压力衰减基本上已经很小,实验平台时间几乎将近7ms,这是十分可喜的成绩;而且重复性相当好,为今后的测热实验打下了坚实的基础。



(a) 前向爆轰驱动 P_5 曲线图



(b) 前向爆轰驱动 $P_5 \sim t$ 关系图

图8 驻室压力典型曲线图

Fig.8 Typical curves of P_5

4 实验结果及讨论

进行了几组对比实验(如图9),其迎角分别为 0° 、 10° 。实验状态始终保持为:总温 $T_0 = 8000\text{K}$,总压

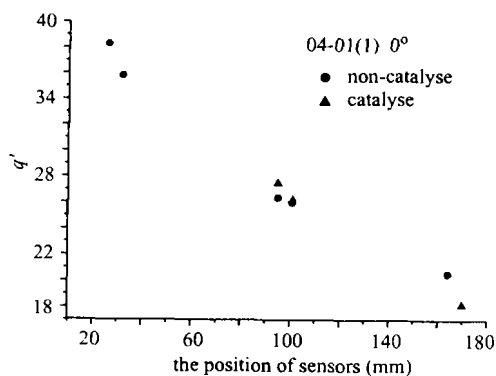


图9 0° 时催化与非催化热流比较图

Fig.9 Comparative figure of heat fluid in catalytic and non-catalytic sensors at zero degree

$P_0 = 13.3\text{MPa}$,驻室总焓 18.0MJ/kg ,自由流速度为 6km/s 。其中纵坐标热流用统一的无量纲化参数 q' 表示, g 为放大倍数30, R 为铂金膜电阻温度系数。

图9、10可见, 0° 迎角时催化与非催化热流有差异,但不是很明显。 10° 迎角时差异较明显。

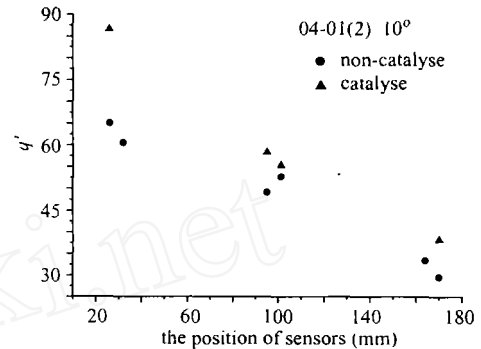


图10 10° 时催化与非催化热流比较图

Fig.10 Comparative figure of heat fluid in catalytic and non-catalytic sensors at 10 degree

由此可见:

(1) 对同种催化性能的表面,表面热流随着迎角的增加而增加;催化效应随着迎角的增大表现更明显。从 0° 、 10° 可以看出催化热流明显增加。这可能是迎角越大,激波后面的局部温度越高,化学反应越激烈,非平衡效应则越大,组分浓度向壁面扩散也越激烈,因而导致催化效应也越大;

(2) 同样条件下,催化大于非催化热流;热流随着测点的后移有逐步减小的趋势。

5 结论

(1) 变截面氢氧爆轰驱动高焓激波风洞为高焓流动气动热及其它真实气体效应研究提供了较好的物质基础;

(2) 用同一模型开展热流对比的实验方法很好地处理了催化性能这一主要因素与其它因素的关系,突现了催化因素的影响,证明把它用于开展真实气体催化效应对比实验是可行的;

(3) 传感器在高温、高压、强冲刷、强电离的环境下获得了热流数据,并有相当快的响应,表明在新型的具有催化/非催化性能的测热传感器的研制方面取得了新的进展;

(4) 热流与模型表面的迎角有很大的关系,迎角越大,热流越大;且催化效应表现越明显;

(5) 同样条件下,催化大于非催化热流;

(下转第64页)

- Applied Scientific Research, 1993, 50:215 ~ 232.
- [2] WANG Jir-jun, LAN Shi-long, CHEN Guang. Experimental study on the turbulent boundary layer flow over riblets surface [J]. Fluid Dynamics Research, 2000, 27:217 ~ 229.
- [3] CHOI K S. Near-wall structure of a turbulent boundary layer with riblets [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1989, 208:417 ~ 458.
- [4] HOOSHMAND A, YOUNGS R A, WALLACE J M et al. An experimental study of changes in the structure of a turbulent boundary layer due to surface geometry changes[R]. AIAA Paper, 1983-0230.
- [5] DEBISSCHOP J R, NIEUWSTADT F T M. Turbulent boundary layer in an adverse pressure gradient: effectiveness of riblets [J]. AIAA Journal, 1996, 34: 932 ~ 937.
- [6] CHOI H, MOIN P, KIM J. Direct numerical simulation of turbulent flow over riblets[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1993, 255: 503 ~ 539.
- [7] VUKOSLAVCEVIC P, WALLAC J M, BALINT J L. Viscous drag reduction using streamwise-aligned riblets [J]. AIAA Journal, 1992, 30: 1119 ~ 1122.
- [8] BACHER E V, SMITH C R. A combined visualization-anemometry study of the turbulent drag reduction mechanisms of triangular micro-groove surface modification [R]. AIAA Paper, 1985-0548.
- [9] GALLAGHER J A, THOMAS A S W. Turbulent boundary layer characteristics over streamwise grooves [R]. AIAA Paper, 1984-2185.
- [10] COUSTOLS E, COUSTEIX J. Experimental manipulation of turbulent boundary layers in zero pressure gradient flow through external and internal devices [R]. 7th Symp. on Turbulent Shear Flows, 25.3.1 ~ 25.3.6.

(上接 58 页)

(6) 热流随着测点的后移有逐步减小的趋势。

参考文献:

- [1] 中科院力学所爆轰驱动激波风洞课题组. 真实气体效应实验研究(863-2-6-3-11)项目研制报告[R](三).
- [2] 陈强. 激波管流动的理论和实验技术 [M]. 中国科技大学, 1979.
- [3] BALCERZAK M J, JOHNSON M R. The gaseous-detonation drivers and the application to shock tube simulation technique [C]Proc. of 5th international shock tube symp, 1965.