

# 钝头体尖前缘溢流降热实验研究

陈兵, 陈宏, 董志诚, 俞鸿儒

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京海淀区 100190)

**摘要:** 针对高超声速飞行器尖前缘高热流的热防护问题, 本文提出了钝头体驻点溢流降热的新隔热方式, 并通过改造现有的爆轰驱动激波风洞完成了溢流降低前缘热流试验。通过实验得出: 溢流实验需要一定的平衡时间, 一般大于常规激波管的持续运行时间, 而激波风洞的运行时间能够满足需求; 钝头体前缘溢流能有效降热, 并发现溢流降热效果存在流量的极值点, 小于该流量时, 降热效果明显, 整体降热效果基本与流量呈正相关, 大于该流量时, 呈现降热率不变或者不稳定状态; 热流降热在不同的状态下存在一定的极值, 其中最大降热效果在  $P_0=7.5\text{bar}$ ,  $T_0=2850\text{K}$ , 出口马赫数为 6 的激波风洞试验中, 在流量为  $0.04\text{g/s}$  情况下热流降低基本达到 100%, 小于该流量情况下溢流也有很好的降热效果。

**关键词** 溢流、燃气激波风洞、爆轰驱动

## 引言

未来航天飞行器正在瞄准高升阻比、长时间持续运行能力、可靠性高以及可重复使用系统的开发和研究, 除了提高飞行器的推进系统的效率, 以便更好的实现更高的推力外, 还需要改进外形, 以提高其升阻比。降低飞行器阻力的有效方式之一是降低前缘钝头体的曲率半径, 但曲率半径变小后将导致气流的传热率上升, 从而使得头部受热严重, 并常常导致这些部位很大程度上的烧蚀, 甚至是严重损坏。美国在二十世纪六十年代进行的一系列飞行实验中, 虽然实现了高马赫数飞行, 但是由于气动加热的原因使得飞行器严重损坏<sup>[1]</sup>; 2003 年哥伦比亚号航天飞机由于防热结构受损而最终导致解体爆炸等都是高超声速飞行器气动加热问题的典型案例, 同时也突出了防热研究的重要性。因此, 怎样降低前缘热流, 降低对材料耐热的苛求已经成为未来飞行器发展的重点之一。

现有飞行器热防护系统大都是针对战略弹头的, 这些部位的特点都是: 外形简单、作用热流时间短, 单加热率很高。现阶段采用的主要隔热方式是烧蚀热防护<sup>[2]</sup>。而新一代空天飞行器的热防护问题具有与之截然不同的特点: 复杂的升力体外形、中低热流和长时间加

热。为了获得良好的气动特性, 一般需采用保持飞行器外形不变的非烧蚀热防护技术, 还需要解决长时间持续飞行的隔热问题。已经建立的宏观热防护理论已不能满足要求, 需要发展新型的非烧蚀热防护技术、防热结构的一体化设计技术以及结构在力 / 热综合作用下的动态响应特性和破坏机制等。因此大多需要采用主动冷却技术来进行降热, 以达到热防护的作用。但一般的主动冷却技术都存在着许多关键性问题, 其中最好的是发汗冷却<sup>[3-4]</sup>, 但是发汗冷却受到材料的制约不能广泛运用, 因此急切需要新的隔热方式来对高热流、复杂外形区域进行非烧蚀防热。在此需求上, 本文提出溢流冷却新概念, 发展新型的降低前缘热流的新方法。

## 1 溢流概念

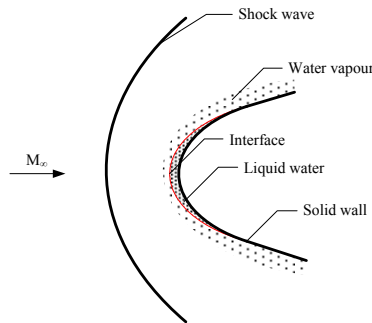


图 1 溢流防热原理示意图

溢流降低热流是在喷流与发汗冷却的基础上提出的一种新型降热方法。该方法通过特定的机构使冷却剂从驻点处接近零速度溢出，在外部气流的剪切力作用下使溢出的冷却剂形成薄层包裹住尖驻点区表面，通过冷却剂的蒸发和隔热作用，达到大大降低驻点区热流率效果的主动冷却方法。

溢流与喷流的区别首先是注入方式的不同：溢流采用液体自适应方式注入(注入压力与驻点压力基本平衡),冷却剂以很低(接近 0)的速度注入，其需求很小，而喷流采用高压气体注入(注入压力远大于驻点压力),产生高速度、定向、狭长、准直的冷却剂射流，其需求很大；其次是冷却方式的不同：溢流通过液体蒸发、液膜的动态隔离达到降热，而喷流通过流场重构、与主流混合达到降热；最后是形成方式的不同：溢流通过主流气体在不同位置的剪切应力作用来形成，使得流场稳定，而喷流是通过与主流混合来形成，流场不稳定。

溢流与发汗冷却的主要区别在于：发汗冷却通过密集的小孔来进行冷却剂的注入，从而导致对材料的性能要求过高，而溢流只有一个小孔注入，大大降低了材料的要求并且对冷却剂的需求也远小于发汗冷却。

溢流实验的主要问题在于：

- 1、实验流场的建立；
- 2、热流传感器的选用和研制；
- 3、溢流控制器及同步控制装置的研制。

## 2 实验设备及其方法

### 2.1 实验流场的建立

实验实在中科院力学所燃气激波风洞中进行的。采用爆轰驱动的单爆轰<sup>[5]</sup>方式产生气流。燃气激波风洞爆轰段长 11m，泄爆段长为 18m，内径均为 224mm，型面喷管出口直径为 800mm，试验段直径为 1m，实验来流马赫数为 6。布置 9 个压力传感器，安置位置如图 2。

按照表 1 所示的初始参数运行，各个测点

压力随时间的变化曲线如图 3；其中 10 点为最末端（5 区）压力曲线，平台时间约 32ms，平台压力为 7.5bar，爆轰波的传播速度约为 2352m/s，通过计算求得总温为 2860K。

实验结果与计算结果符合程度良好。

表 1 单爆轰实验初始状态

爆轰段压力 (bar)	气体组份体积比			初始温度 (K)
	H2	N2	O2	
1.2	0.8	0.5	0.4	295

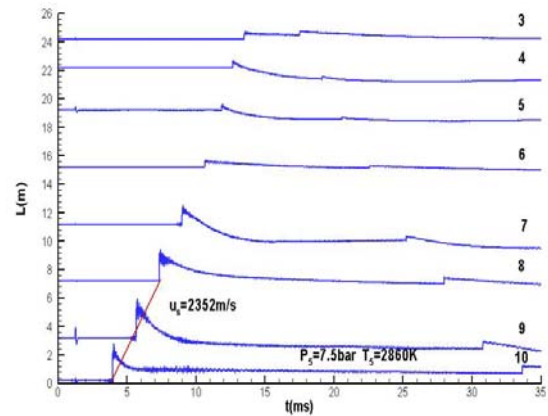


图 2 单爆轰全段压力测量曲线

### 2.2 热流传感器的选用和研制

热流率测量一直是高温气体动力学领域的一个难题，热流传感器的大小和测量精度是热流率测量准确性的关键。同时由于需要在瞬态风洞中进行实验，因此需要很高的响应频率来达到准确测量的目的。瞬态热流传感器一般分为三种：热电偶、薄膜电阻温度计以及塞型铜箔量热计<sup>[6]</sup>。其中在本实验中，由于液体会接触传感器，导致传感器的电阻发生改变，因此不能选用薄膜电阻温度计；而塞型铜箔量热计小型化比较困难，对小钝头体而言会带来较大的测量误差，因此也不是首选。热电偶由于其频响高、抗冲刷能力强，并且在高热流下准确度高等优点，最适合溢流测热实验。

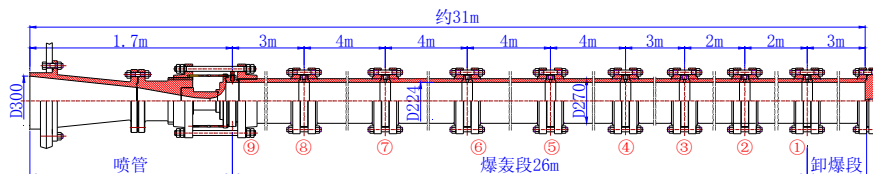


图 3 单爆轰实验炮管分布及传感器分布图

在热电偶的结构上我们根据需要选择同轴热电偶作为主要的结构形式。目前，国际上最先进的德国同轴热电偶传感器可以做到直径 1.9mm，美国可以达到 1.4mm。通过对传感器的选材和制作工艺不断的改进和完善，以及对流场一致性的研究，同轴热电偶热流传感器的研制取得了实质性的进展，测量精度可以保证在 8%以内，抗冲刷性能明显提高，最小尺寸可以做到直径 1.4 毫米。

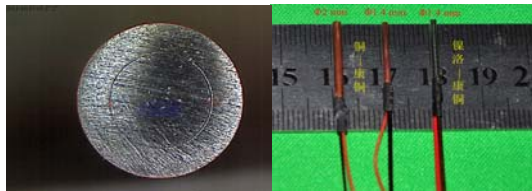


图 4 同轴热电偶传感器实物图

### 2.3 溢流控制器以及同步控制装置的研制

由于溢流与射流等的情况不相同，使得不能采用高压方式进行流量的注入，因此需要选用其它方式。通过调研，采用蜗轮蜗杆作为注入方式是一个很好的选择。具体的设计原理如图。



图 5 溢流装置原理图

同步控制是实验的一个很重要的方向，因此我们采用压力传感器的信号作为触发信号，由于爆轰速度比较均匀，因此捕捉时间一般比较准确，具体的设计原理如图 6：

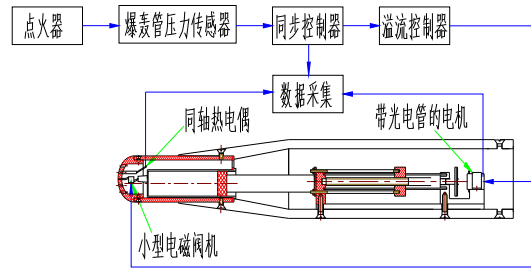


图 6 溢流同步控制原理图



图 7 溢流模型与同步控制器

## 3 实验结果及其讨论

### 3.1 溢流流动建立时间分析

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，在脉冲风洞中进行溢流降热实验，有必要了解溢流形成准定长流动的建立时间。我们通过观察激波管和单爆轰热流随时间的变化曲线，以及溢流情况下模型上不同角度的热流的变化趋势与稳定性可以得到：在激波管短时间（0.5-2ms）状态下，溢流没有完全形成，热流测量的散差比较大，流动在整个实验时间内稳定性很差，具体实验数据如表：

表 2 直通型激波风洞有无溢流的模型头部热流率实验数据 (R=17.5mm)

角度	H=40km, M $\infty$ =12					
	Y10021	Y10022	Y10028	Y10027	Y10029	Y10032
30°	2.14	2.45	2.22	1.88	2.77	4.35
20°	1.38	1.72	1.73	1.55	1.84	1.99
10°	4.51	4.48	3.84	2.95	0.04	4.24
-10°	4.22	4.78	4.72	2.55	0.47	-0.03
-20°	1.85	3.69	2.04	1.69	0.26	4.05
-30°	1.76	2.16	2.16	1.79	1.29	2.71
是否溢流	N	N	N	Y	Y	Y

表 3 单爆轰有无溢流下模型头部热流率实验数据 (R=17.5mm)

实验编号	实验热流值 (MW/m <sup>2</sup> ) R=17.5mm T5=2860K P5=7.5bar						溢流电压 (V)	溢流流量 (g/s)
	传感器位置(角度°)							
	-29	-19	-9	11	21	31		
理论热流值	1.482	1.660	1.768	1.753	1.630	1.438	/	/
Y11224	1.372	1.626	1.621	1.697	1.539	1.446		
Y11225	1.331	1.591	1.594	1.626	1.481	1.405	0	0.000
Y11163	1.451	1.506	1.706	1.826	1.719	1.640		
Y11166	1.233	0.566	0.815	0.932	0.519	0.618		
Y11221	0.648	0.804	1.178	1.088	0.733	0.670	3	0.018
Y11222	1.246	0.782	1.156	1.134	0.834	0.776		
Y11169	0.487	0.612	0.820	0.856	0.637	0.519		
Y11218	1.148	0.522	0.664	0.672	0.697	0.678	4	0.024
Y11219	1.156	1.020	0.623	0.760	0.804	0.661		
Y11161	-0.085	-0.087	-0.008	0.005	-0.107	-0.183		
Y11162	0.101	0.008	0.057	0.055	-0.027	-0.131	5	0.041
Y11215	0.063	0.049	0.112	0.131	0.060	-0.068		

而对于单爆轰，通过实验数据（表 3 和图 9）可以看到稳定性相对比较好，变化趋势也趋于稳定，因此可以说溢流已经完全形成，而且实验时间已经大大超过溢流流形成准定长流的建立时间，因此对单爆轰状态的数据分析合理可靠。

### 3.2 溢流流量对热流率降低效果分析

从表 3 和图 8 可以看出，在一定状态下，最大降热效果能够达到接近 100%。降热效果与溢流流量的关系密切。在小流量状态下，降热效果与溢流流量呈正比。

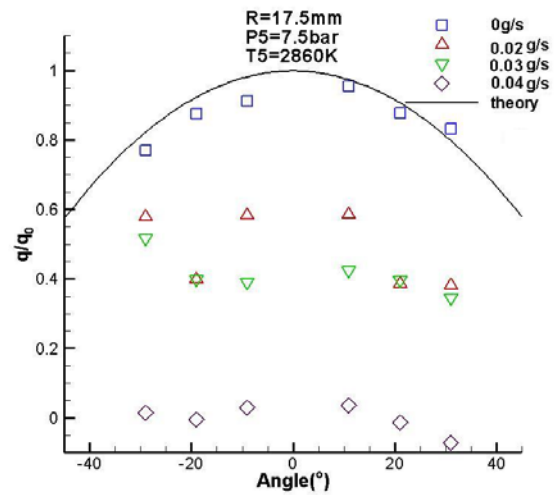


图 8 溢流热流分布图

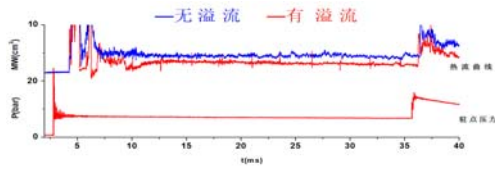


图9 有无溢流热流曲线对比

## 4 结论

本文以实验为主要研究手段，讨论了高驻点热流情况下采用溢流进行钝头体驻点防热的主动冷却方法的研究，主要结论如下：

溢流确实能够有效降低对钝头体前缘的热流；溢流降热的效果存在流量的极值点，小于该流量时，降热效果明显，整体降热效果基本与流量呈正比，大于该流量时，呈现降热效果不变或者热流不稳定状态；在一定状态下（ $P_0=7.5\text{bar}$ ,  $T_0=2850\text{K}$ ，出口马赫数为 6 的激波风洞试验中，流量为  $0.04\text{g/s}$ ），最大降热效果能够达到 100%。

### Reducing the blunt body's heat-transfer using Overflow cooling

Bing Chen, Hong Chen, Zhicheng Dong, Yang Jiang, Hongru Yu

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

**Abstract:** The paper aimed at hypersonic vehicle thermal protection at high heat flow environment, and proposed a new heat-reduce manner at blunt body stagnation by overflow cooling, and transformed the existing complete detonation-driven shock tunnel to using the overflow cooling studies. By the experiments we were getting there are: overflow cooling experiment requires a certain balance time, this time was generally greater than conventional shock tube continuous running time, but the shock tunnels is enough; the overflow cooling using the blunt body can effectively reduce heat, and found that the overflow cooling flow rate exists extreme points, less than this, reducing heat-transfer effect is obvious, and the effect was positively correlated with flow rate; But if greater than the flow rate, showing the same reduction or lower rate of heat unstable state; reducing the heat-transfer in different states have different extremes, the biggest reduce state is  $P_0 = 7.5\text{bar}$ ,  $T_0 = 2850\text{K}$ , export shock Mach 6 wind tunnel tests, the flow rate of  $0.04\text{g/s}$  case reduce heat basically reached 100%, smaller than the case of overflow cooling also has good heat-reducing effect.

**Key words** Overflow cooling, Gas shock tunnel, detonation driver

## 参考文献

- 1、X-15A-2 Damage after Mach 6.7 Flight. NASA movie collection, Oct. 3rd, 1967. <http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/Movie/X-15/HTML/EM-0033-17.html>
- 2、姜贵庆, 刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护. 北京-国防工业出版社, 2003.
- 3、Mayer E, Bartas JG. Transpiration Cooling in Porous Metal Walls. Jet Propulsion, 4, 1954, 24(6):366-368.
- 4、Hyman SC. A Note on Transpiration Cooling. Jet Propulsion, 1956, 26(9): 780-780.
- 5、Bing Chen, Hong Chen, Jinping Li, Yang Jiang, Hongru Yu, A detonation method of producing high-temperature gases, 1st International Conference on High Temperature Gas Dynamics[C], Beijing, 2012. 10
- 6、吴松. 压力传感器防热和表面热流率测量频响的提高. 中科院力学所硕士论文. 2009