

# 固体火箭发动机喷管喉部瞬态热流的测量技术

李宏顺<sup>1,2</sup>, 张 俭<sup>1</sup>, 谭建伟<sup>1</sup>, 杜瑞兵<sup>1</sup>, 王 刚<sup>1</sup>, 张海龙<sup>1</sup>

(1. 中国航天科工集团第六研究院 41 所, 内蒙古 呼和浩特 010010;

2. 武汉工程大学理学院, 湖北 武汉 430074)

**摘 要:**改进了美国 Nanmac 公司的自更新快速响应热电偶, 并将改进后的热电偶用于测量固体火箭发动机喷管喉衬内壁面上的瞬态温度和热流密度. 测量是在一小型试验发动机上进行的, 其喷管喉径为 18 mm, 分别采用黑火药、双基推进剂和复合推进剂进行了点火试验, 试验结果表明本文的测量方法是可行的.

**关键词:**固体火箭发动机; 喷管; 传热; 测量

**中图分类号:** V435

**文献标识码:** A

**doi:** 10.3969/j.issn.1674-2869.2011.12.023

## 0 引 言

喷管内的传热特性对于固体火箭发动机的设计是不可缺少的基本参数, 同时也是研究喷管内的气固两相流体动力学特性和材料烧蚀特性的重要基础. 但是目前, 至少在国内工程界和学术界, 在计算喷管内高温燃气与壁面间的对流换热系数时, 仍然采用著名的 Bartz 公式<sup>[1]</sup>, 该公式是 Bartz 等人于 20 世纪 50 年代末、60 年代初提出的. 尽管 Bartz 公式中考虑了气固两相流影响, 但是 Bartz 等人在发展该式时, 采用的实验火箭发动机是燃烧氧气和液态甲醇, 其燃烧产物是纯气相的, 与固体火箭发动机喷管内的两相流相差很大. 因此, 进一步深入研究喷管内的气固两相流与壁面之间的换热特性是很有必要的.

测量喷管内壁面的瞬态热流对于研究喷管内的传热、烧蚀和热结构具有重要意义, 但迄今为止这方面的公开实验研究报导极少. 20 世纪 80 年代初到 90 年代初, 国内仅有几篇关于喷管内壁面和热防护材料内部瞬态温度测量的报道<sup>[2-7]</sup>, 最近杨飒也开展了这类测量<sup>[8]</sup>, 但均未得到瞬态热流; 在国外, 美国 Nanmac 公司的研究人员测量了“小猎犬”助推发动机喷管(该喷管为整体钢结构)内壁面的瞬态温度, 并由此计算出内壁面上的瞬态热流<sup>[9]</sup>; 文献[10]进一步介绍了 Nanmac 公司的自更新热电偶的特性, 但未给出瞬态热流.

本文的目的, 主要是探索测量固体火箭发动机喷管内瞬态热流的新方法.

## 1 测量方法

### 1.1 试验发动机

实验是在一小型实验室用固体火箭发动机上进行的, 该发动机的壳体是碳钢, 在其内壁面敷设有热防护材料. 实验发动机的喉衬材料为金属钽, 采用钽的原因主要是它具有良好的耐高温性能(其熔化温度为 2 996 °C), 同时也具有良好的韧性.

### 1.2 测量装置

无论采用何种侵入式探头测量物体的温度, 所测得的温度实际上是探头自身的温度, 而不是被测物体的温度, 这就要求探头材料的热物性应尽可能接近被测物体的热物性, 否则探头就会严重干扰被测物体内的温度场, 导致较大的测量误差.

在本文的实验中, 采用了美国 Nanmac 公司的 E 系列侵蚀型快速响应热电偶, 这种热电偶是该公司独创的一种具有自我更新功能的热电偶, 其突出优点是抗磨损性: 随着被测壁面由于侵蚀作用而磨损, 探头本身也会被磨损, 但它还是能连续测量表面温度, 即使探头被磨损到只剩 0.375 英寸仍可正常工作<sup>[10]</sup>; 此外还具有其它优点: 一是具有极好的快速响应性能, 响应时间可达微秒级, 二是测温范围很高, 可达 2 300 °C. 因此该系列热电偶特别适合于炮管、喷管、内燃机活塞等构件内的温度测量.

但是该公司在中国市场上的市售侵蚀型热电

偶并不适合于精确测量喷管内的瞬态热流,因为要想测得喉部的瞬态热流,通常需要选用金属材料做喉衬,但是这些侵蚀型热电偶探头内的填充材料均是陶瓷,与金属材料的热物性相差太大.因此我们对其做了改进设计,然后将设计返回到 Nanmac 公司美国总部定制加工.主要的改进是:将该公司的市售侵蚀型热电偶内的陶瓷填充材料改换为金属钽.这样侵蚀型热电偶材料与喉衬材料完全一样,因此可以最大限度地降低热电偶对喉衬内温度场的干扰.本文采用的侵蚀型热电偶外径为 0.25 英寸(6.35 mm),其内部的测温敏感元件为钨铼系热电偶.

图 1 示出了侵蚀型热电偶在喉衬中的安装示意图,钽喉衬的喉部有一个约 10 mm 长的圆柱段,在该圆柱段中间,沿径向钻有一个小孔,侵蚀型热电偶安装在该小孔中,其测温端面与喉衬内壁面齐平,以避免对燃气流的干扰.在点火试验过程,也同时测量了燃烧室的压强,压强传感器安装在燃烧室尾部,靠近喷管收敛段入口截面.

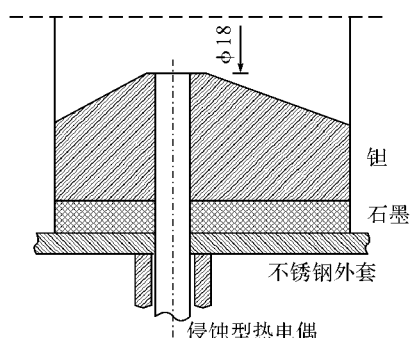


图 1 侵蚀型热电偶安装示意图

Fig. 1 Mounting of the self-renewing thermocouple

### 1.3 热电偶的标定

本文所用的侵蚀型热电偶的基本型是 Nanmac 公司非常成熟的市售产品,其内部的感温元件为标准钨铼热电偶,该公司已对这些产品进行过严格的标定和性能校验.本文的改进主要是基于传热学理论更换了其中的内衬材料,并未改变感温元件和其它任何结构,购买产品时该公司即提供其特性,因此无需再重复标定.

### 1.4 瞬态热流的确定

由于侵蚀型热电偶材料与喉衬材料完全一样,为简单起见,假设喉衬内的传热是一维的,这样,在测得了喉衬内壁面的温度,并且已知喷管喉部外壁面的边界条件后,就可根据一维导热方程,通过数值方法计算出喷管内的温度分布,由此进一步得到喉衬内表面处的瞬态热流.由于发动机工作过程中喉衬的温度变化范围较大,因此应考

虑喷管材料的热物性随温度的变化.由于温度对钽的密度的影响比对导热系数和比热容的影响小得多,为简单起见,忽略密度随温度的变化,这样导热方程可写为:

$$\rho c_p(T) \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} [k(T) r \frac{\partial T}{\partial r}] \quad (1)$$

式(1)中  $T$  为喷管喉衬内的温度,  $\tau$  为时间,  $\rho$ 、 $c_p$  和  $k$  分别为喉衬材料的密度、比热容和导热系数,后两个参数均是温度的函数.

上述方程是变系数抛物型方程中的一种,对于变系数抛物型方程,虽然已有众多的教材和期刊文献给出了各种数值解法,但往往是考虑系数只随空间坐标变化;也有一些文献提出了求解热物性随温度变化的导热方程的数值解法,但这些方法往往并不严格遵循热力学第一定律.本文基于热力学第一定律,推导了更严格的差分解法,但由于较繁琐,将另文介绍.

由于上述侵蚀型热电偶具有快速响应性能,为减少推进剂消耗和热电偶侵蚀,实验发动机的工作时间设计为 5 s 左右.数值计算表明,此时喷管外表面的边界条件(分别假定外表面为环境温度、绝热、自然对流)对喉衬内表面的瞬态热流的计算影响很小,因此,在本文的实验中,没有测量喷管外表面的温度,在数值计算中按绝热边界条件处理.

## 2 实验结果

### 2.1 点火药试验

为测试侵蚀型热电偶的响应性能,同时也为了研究点火装置的点火特性,首先采用点火药(黑火药)进行两发试验,实验时发动机内仅仅装入黑火药,不装任何推进剂,但是,用软绝热材料卷成圆柱状,作为模拟推进剂药柱,装入实验发动机内头部位置.试验中使用的计算机数据采集系统为美国 Nicolet Technology 公司生产的 Vision 采集系统.实验过程时,燃烧室压强和喷管喉部内壁面瞬态温度的采样频率均为 5 000 Hz.共进行了两次黑火药试验,第一次试验中使用了 20 g 黑火药,第二发则使用了 36 g,两次试验中点火药均固定在模拟药柱靠近喷管一侧.

图 2 示出了 36 g 黑火药实验的实测结果,图中  $p_c$  为燃烧室压强,  $T_s$  为侵蚀型热电偶测得的喷管喉部内壁面瞬态温度;图 3 则示出了由内壁面瞬态温度计算得到的喷管喉部的瞬态热流密度(为清晰起见只示出了 0.5 s 时间段内的情况).

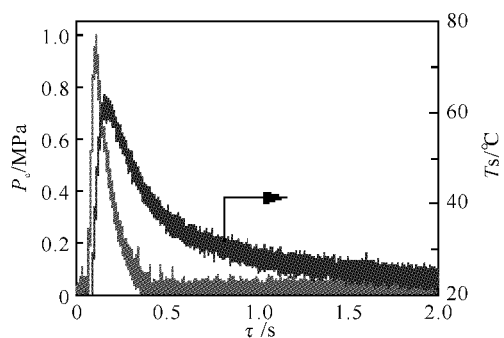


图 2 黑火药试验中燃烧室压强和喉部内壁面温度

Fig. 2 Transient temperature at inner surface of throat insert and pressure inside combustor during test with black powder

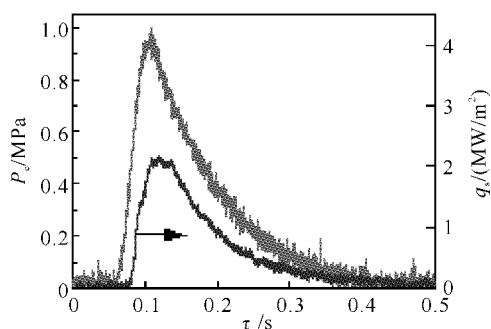


图 3 黑火药试验中喷管喉部的瞬态热流密度

Fig. 3 Transient heat flux at inner surface of throat insert during test with black powder

## 2.2 双基推进剂试验

在准备双基推进剂试验的过程中,意外地发现,侵蚀型热电偶突然失效,后与美国 Nanmac 公司中国代理处联系,对热电偶进行了打磨处理,使其基本恢复,但未能达到出厂时的最佳状态。这主要是由于黑火药试验后,双基推进剂试验的准备工作中耗时近 1 年,期间侵蚀型热电偶在反反复复的转移、储存、安装及调试过程中受到损害所致。

双基推进剂试验共试验了一发,试验中使用的计算机数据采集系统为美国 National Instruments 公司生产的 NI PXI 1052 型采集系统,其性能比前面采用的 Vision 系统好得多,试验过程中燃烧室压强和瞬态温度信号的采样频率均为 2 000 Hz。

图 4 示出了实测的燃烧室压强以及瞬态热流探头测得的喷管喉部内壁面瞬态温度;图 5 示出了由此计算得到的喷管喉部的瞬态热流密度。实验中数据采集系统先开始工作,约 10 s 后发出点火信号。因此图 4 和图 5 中的时间不是从发出点火信号算起的时间。

在图 4 中,在装药即将烧完时(约 2.5 s 时),喷管喉部内壁面温度达到最大值,约 1 040 °C。在图 5 中可以看到:喷管喉部的瞬态热流密度最大达到了 14 MW/m<sup>2</sup> 以上,而在时间约为 1.4 s 时,

燃烧室压强达到了最大值,但喷管喉部的瞬态热流密度却出现了一个短暂的快速下降,这显然是不可能的,这说明侵蚀型热电偶出现了短暂的异常,但很快恢复了正常。

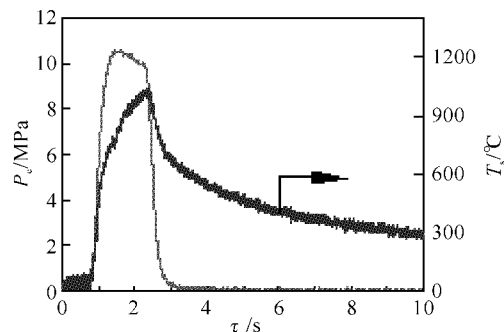


图 4 双基推进剂试验中燃烧室压强和喉部内壁面温度

Fig. 4 Test with double-base propellant

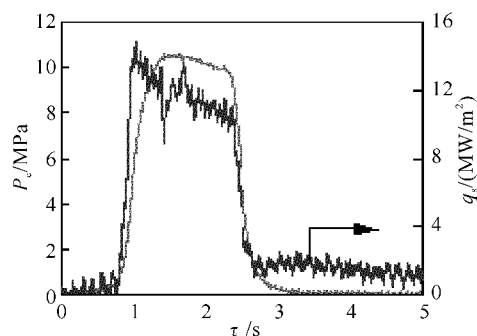


图 5 双基推进剂试验中喷管喉部的瞬态热流密度

Fig. 5 Transient heat flux during test with double-base propellant

图 6 示出了喷管喉部内壁面温度的变化速率,图中  $\Delta\tau$  为时间间隔,  $\Delta T_s$  为  $\Delta\tau$  内喉部内壁面温度的变化量,计算时取  $\Delta\tau=0.15$  s(由于噪声和测量误差的影响,  $\Delta\tau$  取得过小时,则计算结果的振荡较大)。可以看到:喉部内壁面温度的升温速率最高达 2 000 °C/s 以上。而当装药烧完后,降温速率最快达到了 1 000 °C/s。

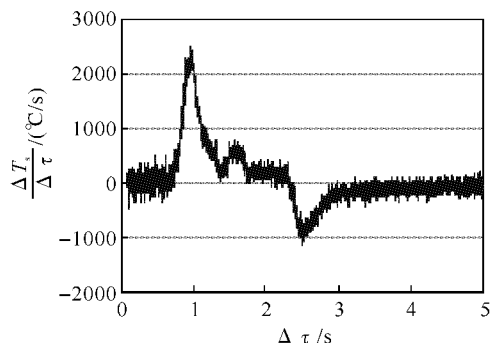


图 6 双基推进剂试验中喉部内壁面瞬态温度的变化速率

Fig. 6 Rate of variance of transient temperature during test with double-base propellant

## 2.3 复合推进剂试验

在复合推进剂试验前的调试过程中,再次发

现瞬态热流探头不是完全正常,因此再次进行了打磨处理.复合推进剂试验共试验了一发,由于事先无法预知喉部内表面的瞬态温度,为确保喉部内表面瞬态温度不超过钨铼热电偶的量程  $2\,300\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,复合推进剂是专门特制的,其中铝粉含量只有 3%.试验中使用的计算机数据采集系统仍为 NI PXI 1052 型采集系统.

图 7 示出了实测的燃烧室压强以及瞬态热流探头测得的喷管喉部内壁面瞬态温度;图 8 示出了由此计算得到的喷管喉部的瞬态热流密度.在图 7 和图 8 中可以看到:在发动机点火启动后最初的约 1 s 内,瞬态热流探头工作基本正常,测得的喷管喉部内壁面温度最大值达  $1\,100\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,喉部的最大热流密度约为  $13.5\text{ MW/m}^2$ ,但随后探头工作性能很快恶化,测得的瞬态热流密度甚至降到负值(在时间为 5 s 时),显然此时探头已经失效.

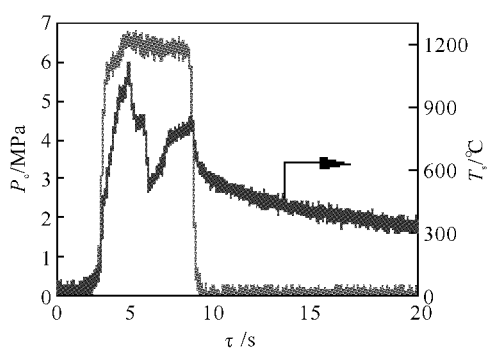


图 7 复合推进剂试验中燃烧室压强和喉部内壁面温度

Fig. 7 Test with composite propellant

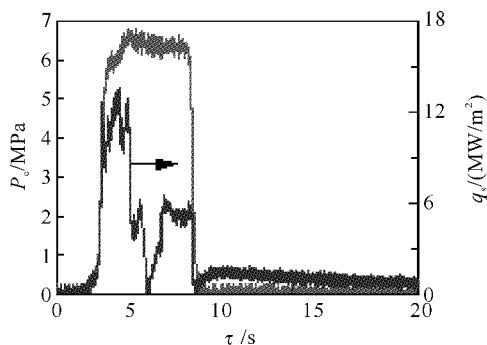


图 8 复合推进剂试验中喷管喉部的瞬态热流密度

Fig. 8 Transient heat flux during test with composite propellant

图 9 示出了喷管喉部内壁面温度的变化速率,计算时仍取  $\Delta\tau=0.15\text{ s}$ .可以看到:在约 2.5 s 左右,喉部内壁面温度的升温速率最高也达

$2\,000\text{ }^{\circ}\text{C/s}$ ,但随后由于热电偶失效,所得到的数据已没有意义.

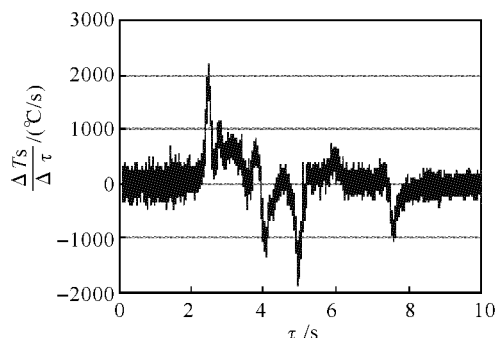


图 9 复合推进剂试验中喉部内壁面温度的变化速率

Fig. 9 Rate of variance of transient temperature during test with composite propellant

### 3 与其他学者实验结果的比较

在固体火箭发动机工作过程中,喷管内极端严酷的环境条件给实验测量带来极大困难,传感器在喷管内必须能经受住高速气流的冲刷和烧蚀、热冲击、喷管的振动和较长时间的高温,同时传感器的实体尺寸还应足够小,以免削弱喷管的结构强度.由于这些原因,在国内外公开的文献中,即使是采用稳态方法测量固体火箭发动机喷管内的换热特性的报导也非常有限,而关于喷管内瞬态传热特性的实验测量更是极少见,就本文章作者所知,仅有两例报导<sup>[9-10]</sup>,且均是美国 Nanmac 公司开展的.

文献[9]中测量了“小猎犬”助推发动机喷管(该喷管为整体钢结构)内壁面的瞬态温度,并由此计算出内壁面上的瞬态热流密度(计算时取时间步长为  $0.2\text{ s}$ ),图 10 是由文献[9]表 1 中的数据绘制的喷管喉部的瞬态表面温度和瞬态热流密度.可以看到:瞬态温度最高达  $1\,200\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,本文图 4 和图 7 中均达到  $1\,100\text{ }^{\circ}\text{C}$  左右,比较接近,尽管两者的喷管材质不同;而图 10 中瞬态热流密度在  $0.2\text{ s}$  时达到最大值  $20\text{ MW/m}^2$ ,本文图 5 和图 8 中瞬态热流密度最大均达  $14\text{ MW/m}^2$  左右,两者在数量级上是一致的.但图 10 中瞬态热流密度达到最大值后就急剧下降,没有平台段,而温度却继续上升,这与本文图 4 和图 5 中的情况差别很大,由于文献[9]没有给出燃烧室压强曲线,因此无法将这一结果与本文的结果进行详细的对比.



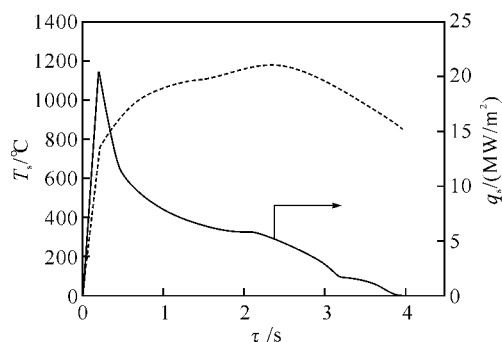


图 10 小猎犬助推发动机喷管内壁面的瞬态温度和热流密度<sup>[9]</sup>

Fig. 10 Transient temperature and heat flux at inner surface of nozzle of a terrier booster

## 4 结 语

本文的目的,主要是探索测量固体火箭发动机喷管内瞬态热流的新方法,检验测量探头的耐高温性能。从上述实验结果,并结合文献[9-10]中结果,可以推论:本文采用钽喉衬和钽填充料的改进方案是可行的,完全可以应用于小型发动机的测量,并且可以测量喷管内任何位置处的瞬态热流密度,这对于深入研究火箭发动机喷管内的传热特性具有重要意义。

由图 4 和图 7 可以看出:喉部最大温度仅为 1 100 °C 左右,远远低于钨铼热电偶的测量 2 300 °C,考虑到:第一,钨铼热电偶在还原性气氛中短时间内可测量到 3 000 °C,同时钽的熔化温度也几乎达 3 000 °C;第二,自更新热电偶具有快速响应能力,因此本文采用低铝粉含量复合推进剂的措施显得过于保守,在以后的试验中完全可以采用真实的复合固体推进剂,同时将发动机的工

作时间设计为 5~10 s 就足够了。

此外,本探头的响应时间可达到 10 微秒量级,还可用于测量固体火箭发动机点火启动过程中燃气流对喷管结构的热冲击,这也有助于进一步研究喷管的热结构和烧蚀特性。

## 参考文献:

- [1] Bartz D R. Turbulent boundary-layer heat transfer from rapidly accelerating flow of rocket combustion gases and of heated air[R]. NASA CR 62615, Washington D C:NASA,1963.
- [2] 翁中杰,孙传铮,孙南生,等. 小型固体火箭发动机喷管内壁表面瞬态温度的测量[J]. 推进技术,1984(1):51-55.
- [3] 孙传铮,翁中杰. 石墨喷管内衬瞬态温度场试验研究[J]. 推进技术,1985(6):54-61.
- [4] 贾林祥. 含铝固体推进剂火箭发动机喷管沉积的实验与传热分析[J]. 推进技术,1985(1):1-10.
- [5] 蔡体敏,王思民. 高硅氧增强塑料烧蚀模型中热解层厚度的探讨[J]. 推进技术,1989(1):10-13.
- [6] 王思民,周旭,何洪庆. 高硅氧/酚醛喷管扩张段的温度场计算与测定[J]. 推进技术,1990(5):23-29.
- [7] 何洪庆,王思民,牛篙高,等. 固体发动机喷管烧蚀和温度场测量[J]. 固体火箭技术,1993(3):31-36.
- [8] 杨飒,李江,王文彬. C/C 喉衬烧蚀性能的实验研究[J]. 固体火箭技术,2009,32(3):284-287.
- [9] 黄一忱. 火箭发动机喷管喉部和扩散段的温度测量和传热计算[J]. 飞航导弹,1986(S1):63-71.
- [10] Nanigian J, Nanigian D. A unique thermocouple to measure the temperatures of squibs, igniters, propellants and rocket nozzles[J]. Proc of SPIE, 2006,6222:622203-1~622203-6.

## Measuring technique for transient heat flux at inner surface of throat insert of solid rocket motor nozzle

LI Hong-shun<sup>1,2</sup>, ZHANG Jian<sup>1</sup>, TAN Jian-wei<sup>1</sup>, DU Rui-bing<sup>1</sup>, WANG Gang<sup>1</sup>, ZHANG Hai-long<sup>1</sup>

(1. The 41st Institute of the 6th Academy of CASIC, Huhhot 010010, China;

2. School of Science, Wuhan Institute of Technology, Wuhan 430074, China)

**Abstract:** The “self renewing” fast response thermocouple developed by the Nanmac Corporation, USA, was improved, and employed to measure the transient temperature and heat flux density at the inner surface of the nozzle throat insert of a solid rocket motor. Measurements were conducted with a laboratory scale motor, whose inner diameter of throat insert was 18 mm. Ignition tests were conducted with black powder, double base propellant and composite propellant respectively. The experimental results show that the present measuring technique is feasible.

**Key words:** solid rocket motor; nozzle; heat transfer; measurement

本文编辑: 龚晓宁