

# 推力器射流动压分布检测与分析\*

孟显, 潘文霞, 吴承康

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

**摘要:** 采用自行设计的动压探针, 测量了大气压和真空环境下冷态氮气自由/冲击射流动压分布, 以及真空环境下氮/氢混合气电弧加热推力器羽流的动压分布。将动压径向分布积分所得结果与冲击平板法间接测得的推力值做了比较。结果表明, 大气压环境下测得的冷态氮气自由/冲击射流动压分布呈现明显的亚声速流动的特点, 真空环境下测得的冷态射流动压显示有波系存在的超声速流动状态; 而氮/氢混合气电弧加热推力器羽流的动压分布中看不出羽流中明显的激波存在。在一定条件下, 即在较高马赫数的超声速射流中, 探针不影响气流在喷管内的膨胀过程, 以及羽流速度和密度没有过分降低的区间内, 动压探针测量数据径向积分的结果可以代表电弧加热推力器的推力。

**关键词:** 超声速射流; 动压; 推力

中图分类号: V439 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2012) 01-0138-05

## Impact Pressure Measurement in Thruster Jets and Its Analysis

MENG Xian, PAN Wen-xia, WU Cheng-kang

(Institute of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100190, China)

**Abstract:** Impact pressure distribution measurements in free and impacting cold nitrogen thruster jets operated in atmospheric and low-pressure environments, and  $N_2-H_2$  arc-heated jets generated in low-pressure environment have been made by using a self-designed impact pressure probe. The integrated sums of the impact pressure have been compared with the thrust force measured by the impulse method. Results show that the measured impact pressure of the cold nitrogen free/impacted jets operated at atmospheric pressure exhibits subsonic flow characteristics, while that of the cold nitrogen thruster jet under low pressure environment clearly shows typical continuum under-expanded supersonic jet flow with shock wave reflections. However, the impact pressure measurements do not show clear supersonic wave structures in an  $N_2-H_2$  arcjet operated at low pressure environment. The integrated sum over the jet cross-section of the impact pressure can be considered approximately equal to the thrust generated by the arcjet thruster if certain conditions are satisfied, i. e., the jet flow has relatively high Mach numbers. The existence of the pressure probe does not influence the jet expansion within the nozzle, and the measurements are made at a distance not too far from the jet exit where the jet velocity and density are not greatly reduced.

**Key words:** Supersonic jet; Impact pressure; Thrust

## 1 引言

对于一些要求在轨时间长、定位精度高、可变轨飞行的空间探测任务, 需要具有高稳定性、高比冲、高可靠性、与航天器兼容性好的推进技术。相对于传统的冷气或化学燃料推进, 电推进具有高比冲和高稳定性、种类多和性能参数范围广阔的优势。功率为千瓦

量级的电弧加热推力器在国外已成为应用于卫星姿态及轨道控制的成熟技术<sup>[1, 2]</sup>, 但是在国内, 距离实际应用还有一定的距离。通过羽流参数的检测深入对羽流流场特性的认识, 可为改进推力器结构、提高运行可靠性和效率提供有益的数据。

射流动压是表征其流场特性的一个重要参数, 根据动压测量数据, 可在一定程度上判定射流的流动状

\* 收稿日期: 2011-03-10; 修订日期: 2011-08-12。

基金项目: 国家自然科学基金 (50836007; 10921062; 10805066)。

作者简介: 孟显 (1974—), 女, 助理研究员, 研究领域为热等离子体参数诊断。E-mail: mengxian@imech.ac.cn

态,确认流场中的激波结构。通过对动压径向分布积分,可在一定条件下作为获得电弧加热推力器气动推力数据的一种方法<sup>[3~5]</sup>。本文采用自行设计的动压探针,测量了大气压和真空环境下冷态氮气自由/冲击射流,以及真空环境下电弧加热推力器羽流的动压分布。对测得的动压径向分布积分,所得结果与冲击平板法间接得到的推力值做了比较,尝试探讨了通过该方法得到冷态气动推力和热态电弧加热推力器推力的可行性和适用范围。

## 2 实验方法与参数

实验中用到的发动机为自行研制,采用了扩张段半角和扩张比不同的5种喷管。根据工作气流量的需要,喉道直径设计为0.8mm。表1给出了所用喷管的具体参数。冷态射流动压测量实验中所用工质气体为氮气,热态电弧加热推力器羽流动压测量实验中所用工质气体为体积比为1:2的N<sub>2</sub>-H<sub>2</sub>混合气。

图1为实验测量系统示意图。推力器固定在可精确移动的二维电控平移台上,沿射流轴向和径向移动推力器,由固定的动压探针检测射流动压的轴向变化及径向分布。采用了两种自行研制的动压探针测量气动射流的动压分布,一种为锥形水冷动压探针(简称锥形探针),用于测量自由射流的动压分布;一种为平板探针,用于测量冲击射流的动压分布。锥形探针前端设计为锥形,直径为1.5mm,中心开有直径0.9mm的引压孔,后端连接响应频率为1kHz的压差传感器,其输出的小电压信号经高稳定性的放大器放大后,由采集系统采集。平板探针由锥形探针改制而成,即将锥形探针前端的锥形件改为直径280mm的平板,中心同样开有0.9mm的引压孔。整套实验装置设置于直径2m,长4m的真空室中。

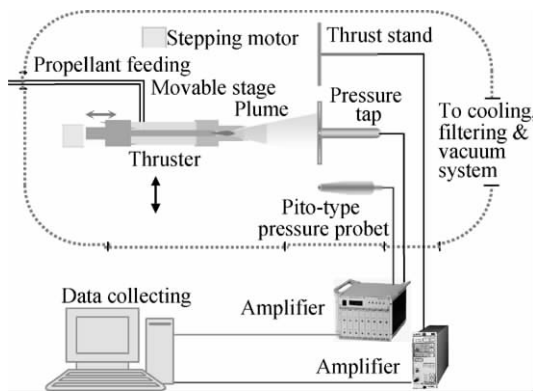


Fig. 1 Schematic diagram of the experimental system

本文采用测量射流冲击平板的冲击力的方法间接得到气动推力(冲击力方法),文献[6]的研究表明,只要测力平板的面积足够大,平板所受冲击力在一定距离范围内总是存在一个平台区,在此区域测得的气动力与真实气动推力的大小几乎相等,即

$$F = \int \rho_0 u_0^2 dA$$

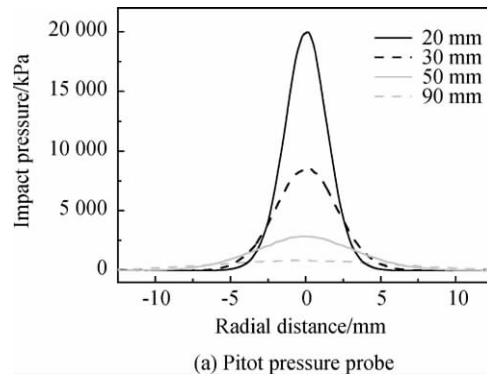
式中 $\rho_0$ 、 $u_0$ 、 $A$ 分别为喷管出口处气体密度、沿射流轴线方向的气流速度和喷管出口截面积。

Table 1 Structures and dimensions of nozzles used in these studies

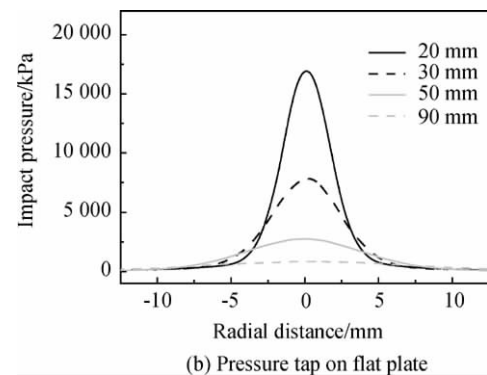
Nozzle	Divergent half angle/(°)	Divergent length/mm	Area ratio of exit to throat	Throat diameter/mm
1	15	11	70	0.8
2	10	18	80	0.8
3	10	12	41	0.8
4	10	6	14	0.8
5	10	3.5	6.5	0.8

## 3 结果与讨论

图2给出了大气压环境下采用锥形探针测得的冷态自由射流及平板探针测得的冷态冲击射流动压径向分布,所用喷管为5号喷管。



(a) Pitot pressure probe



(b) Pressure tap on flat plate

Fig. 2 Radial distributions of impact pressure (Nozzle 5, cold N<sub>2</sub>, atmospheric environment, gas flow rate: 630mg/s)

从图中看到,两种条件下测得的中心区域动压值都随轴向距离的增加而单调降低,动压径向分布曲线形状随轴向距离的变化没有明显改变。动压径向分布及变化趋势显示了明显的亚声速流动的特点<sup>[7]</sup>。从图中也可看到,相同条件下,图2(a)测得的动压值略高于图2(b)的结果,这是因为图2(a)对应的是自由射流流场,而图2(b)是射流冲击平板的情况,射流在到达平板前就开始扩张、减速,其流场轴向动压分布与自由射流是不一样的。

图3为大气压环境下通过平板探针测得的冷态冲击射流中心动压值随喷管扩张段长度的变化曲线,喷管出口距测压平板间距离为30mm。从图中看到,射流中心动压值随喷管扩张段长度的增加而单调减小,随气流量的增加而增加。这是由于高的环境压力和相对不算太高的气体入口压力,使得喷管处于过膨胀工作状态,在喷管内部扩张段中即已形成激波,波后的亚声速流动在扩张段中进一步减速。喷管扩张段长度越长,气流速度降低得也越多。射流动压和速度的平方成正比,气流速度越低,动压值也会越低。而在相同的喷管和环境压力条件下,气流量越大,气流速度也越大,从而动压值也会越高。

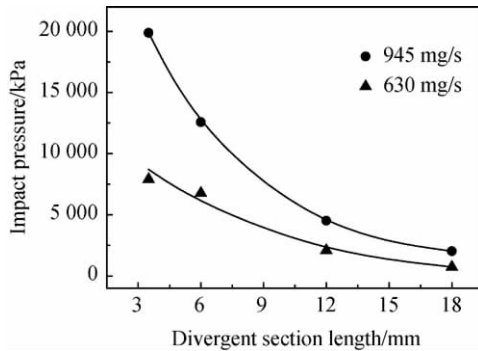
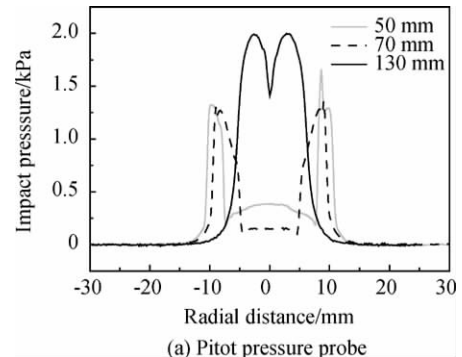


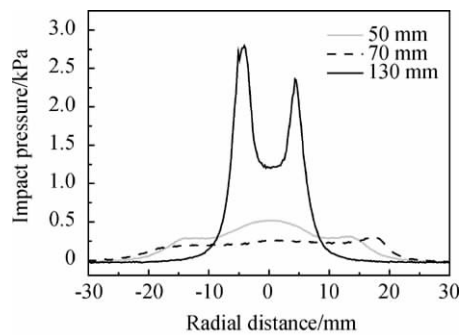
Fig. 3 Variations of impact pressure with divergent portion length of the nozzle (cold  $N_2$ , atmospheric environment; pressure tap on flat plate; distance between nozzle exit and flat plate: 30mm)

图4为真空室腔压29.3Pa,气流量15L/min时,锥形探针和平板探针测得的动压径向分布曲线,所用喷管为1号喷管。两种方法测得的动压径向分布随轴向距离的增加都呈现了不同的变化趋势,最大动压值不再一定出现在射流轴线上,中心动压值随轴向距离的增加也不再单调递减变化。图5更清晰地给出了真空室腔压10~70Pa,不同工作气流量条件下,采用喷管1和锥形探针得到的冷态氮气射流中心动压

随轴向距离的变化图。该图显示,在实验所测量的轴向距离范围内,射流中心动压随轴向距离的增加先逐渐降低,而后急剧增大,再降低的变化趋势,气流量越大,中心动压开始急剧增大所对应的轴向距离越远。射流动压的这种变化趋势显示了连续介质区超声速流动的特征,即在流场中存在一系列的膨胀和压缩波(激波)。图6所示为真空环境下采用锥形探针测得的氮/氢混合气电弧加热推力器羽流的动压径向分布图,所测动压在羽流轴线上为最大值,并且随轴向距离的增加而降低。从该图的动压径向分布中看不到羽流中明显的激波存在。图6所得结果对应的环境压力约为9.4Pa,羽流流动为超声速,分子平均自由程接近5mm,而动压探针引压孔为0.9mm,因此Knudsen数相当大,流动已经不是连续介质而更趋向于自由分子流,此时稀薄气体效应使流场中不存在连续介质区中那样的薄激波层,对动压测量结果也可能产生明显影响。



(a) Pitot pressure probe



(b) Pressure tap on flat plate

Fig. 4 Radial distributions of impact pressure (Nozzle 5, cold  $N_2$ , low pressure environment, gas flow rate: 315mg/s)

图7图8分别给出了真空冷态超声速射流和真空热态超声速射流条件下,锥形探针测得的动压径向分布的积分结果与冲击力法<sup>[5]</sup>间接测得的气动推力

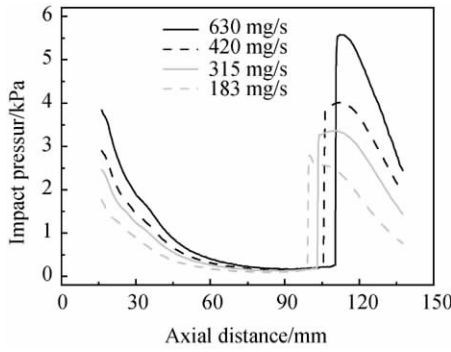


Fig. 5 Radial distributions of impact pressure( Nozzle 1 , cold N<sub>2</sub> , low pressure environment; pitot pressure probe)

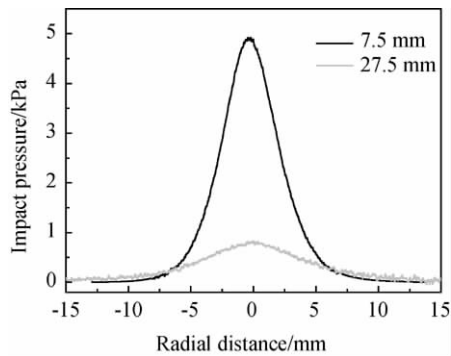


Fig. 6 Radial distributions of impact pressure of arc-heated N<sub>2</sub>/H<sub>2</sub> jet in low pressure environment ( N<sub>2</sub>:H<sub>2</sub> = 1:2 , 36mg/s , 900W; pitot pressure probe)

的比较图。两图中连续线代表冲击力法的测力数据，圆点图标代表动压分布的积分结果。图 7 显示在真空冷态超声速条件下，锥形探针距离喷管出口较近时，动压径向分布的积分结果与冲击力法间接得到的气动推力值大致相当，较远时，积分结果略小于冲击平板法间接得到的气动推力值。在本文实验的环境压力和气流量范围内，气体为连续介质。当锥形探针深入射流中时，探针前端必然存在激波，探针测到的驻点压力为  $p_s = C_{p0} \cdot 1/2\rho u^2$ ，其中  $\rho$ 、 $u$  分别为来流气体密度和速度， $C_{p0}$  为驻点压力系数<sup>[8]</sup>，对于双原子气体，在马赫数大于 2 时， $C_{p0}$  值超过 1.7。因此动压径向分布的积分结果接近实测的推力值。对于理想气体的等熵流动，喷管扩张比为 70 时，喷管出口气流流动的马赫数约为 6.4<sup>[9]</sup>，可估算此时气流速度约为 750m/s，气流量为 210mg/s 和 315mg/s 时，估算的推力为 0.24N 和 0.16N，如图 7 中虚线所示，该结果略低于推力的实测值及动压积分值。由图 7 的推力数据可计算出，当气流量为 210mg/s 和 315mg/s 时，氮

气出口速度约为 900m/s 和 850m/s，该结果略大于由理想气体的等熵流动计算得到的速度值，一方面测力结果可能存在一定的误差，同时由于喷管尺寸小，喷管的加工误差使得扩张比偏离 70，由此也会带来一定的计算误差。

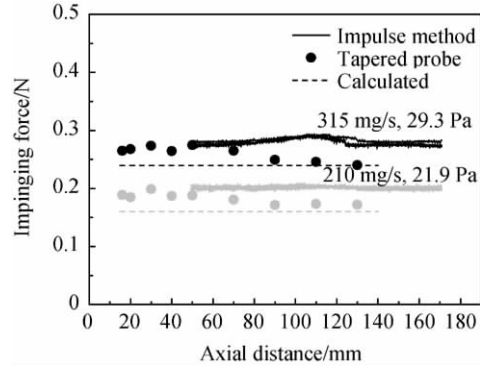


Fig. 7 Indirect thrust measurement results by impulse method compared to integrated impact pressure profiles ( Nozzle 1 , cold N<sub>2</sub> , low pressure environment , pitot pressure probe )

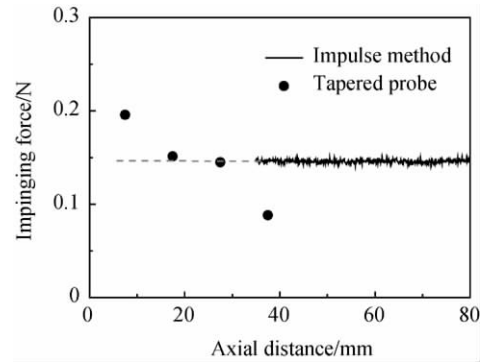


Fig. 8 Indirect thrust measurement results by impulse method compared to integrated impact pressure profiles ( Arc-heated N<sub>2</sub>/H<sub>2</sub> jet; low pressure environment; pitot pressure probe; N<sub>2</sub>:H<sub>2</sub> = 1:2 , 36 mg/s , 900W)

图 8 为真空环境下氮/氢混合气电弧加热推力器羽流的动压分布积分结果与冲击力法间接得到的气动推力值的比较图。图中显示，将锥形探针置于距离喷管出口 15~25mm 时，动压径向分布的积分值与冲击力法间接测得的气动推力值较为符合。距离较近时，动压径向分布的积分值明显大于冲击平板法间接测得的气动推力值，距离较远时，又明显小于冲击平板法间接测得的气动推力值。图 8 的结果说明，在电弧加热超声速射流中，当探针距离过近或过远时，可

能存在探针对喷管流动的干扰或其他误差因素如稀薄气体效应等,以致二者符合较差。在不影响气流在喷管内膨胀以及羽流速度和密度没有过分降低的区间内,锥形探针测得的动压数据的径向积分可以代表电弧加热推力器的推力。

#### 4 结 论

本文采用自行研制的动压探针,测量了大气压和真空环境下的冷态氮气自由/冲击射流、以及真空环境下氮/氢混合气电弧加热推力器羽流的动压分布,动压径向分布的积分结果与冲击力法间接测得的气动推力值做了比较。结果显示,在本文研究的参数范围内:大气压环境下测得的冷态氮气自由/冲击射流动压随轴向距离的增加而单调降低、动压径向分布曲线形状类似高斯分布,呈现明显的亚声速流动的特点,射流中心动压值随喷管扩张段长度的增加而降低,表明流动在喷管内已转为亚声速。真空环境下的冷态氮气自由/冲击射流动压随轴向距离的变化呈现了不同的分布形状,中心动压值不再随轴向距离的变化而单调变化,呈现超声速有复杂波系射流流场的特征。氮/氢混合气电弧加热推力器羽流的动压径向分布中看不到羽流中明显的激波存在,稀薄气体效应对激波层厚度和动压测量结果可能产生明显影响。当气流处于较高马赫数的超声速流动状态时,锥形探针在不影响气流在喷管内膨胀以及羽流速度和密度没有过分降低的区间内,其探测数据的径向积分可以代表冷态射流和电弧加热推力器的推力。

#### 参考文献:

- [1] Butler G W, Cassady R J. Directions for Arcjet Technology Development [J]. *J. Propulsion and Power*, 1996, 12: 1026-1034.
- [2] Sackheim R L. Overview of United States Space Propulsion Technology and Associated Space Transportation Systems [J]. *J. Propulsion and Power* 2006 22: 1310-1333.
- [3] Hargus Jr W A, Cappelli M A. The Structure of an Expanding Hydrogen Arcjet Plasma [J]. *Physics of Plasmas*, 1998, 12(5): 4488-4497.
- [4] Walker Q E. Characterization and Novel Applications of the Helium Arcjet [D]. *Stanford: Stanford University* 2007.
- [5] Van Camp W M, Esker D W, Checkly R J, et al. Study of Arcjet Propulsion Devices: Final Report [R]. *NASA CR-54691*, 1966.
- [6] Wu C K, Wang H X, Meng X, et al. Aerodynamics of Indirect Thrust Measurement by the Impulse Method [J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2011, 27(2): 152-163.
- [7] Abramovich G N. The Theory of Turbulent Jets [M]. *Cambridge: MIT Press*, 1963.
- [8] Cox R N, Crabtree L F. Elements of Hypersonic Aerodynamics [M]. *London: The English Universities Press Ltd.*, 1965.
- [9] Shapiro A H. The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow [M]. *New York: The Ronald Press Company*, 1953.

(编辑:张荣莉)