

火箭弹发射过程冲击流场压力和温度实验测量*

徐 强

(南京理工大学 机械工程学院, 江苏 南京 210094)

摘 要: 考虑燃气流场的冲击效应, 根据冲击特点对燃气作用区域的装置结构和强度进行合理的设计, 以获得有效的导流和防护效果。实验对火箭发射阶段管后冲击流场在平面斜钢板上的流动参数进行了测量。得到了火箭燃气射流对倾斜钢板热冲击的最大滞止压力和温度, 以及冲击流场的压力与温度分布, 并确定了管后燃气冲击流场的危险区域。

关键词: 火箭发动机; 燃气流; 冲击影响; 压力测量; 温度测量

中图分类号: V430 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2003) 06-0514-04

Measurement of pressure and temperature in exhaust jet during launching stage of rocket

XU Qiang

(School of Mechanics Engineering, Nanjing Univ. of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Impinging effect of rocket exhaust jet should be considered comprehensively in overall design of rocket weapon system. Rational design for structure and strength of the equipment in shock-affect zone according to exhaust jet characteristics can help to achieve effective flow bypass and protection function. Flow parameters of exhaust jet on a lean steel platform were measured in the experiment during a practical launching. The maximum stagnation pressure and temperature, and distribution of pressure and temperature exhaust jet on the platform were obtained. The dangerous zone behind launch tube is determined from these data.

Key words: Rocket engine; Gas flow; Shock effect; Pressure measurement; Temperature measurement

1 引 言

火箭弹燃气射流对发射环境产生严重的燃气冲击效应^[1]。复合装药发动机的燃气射流温度更高、流速更快, 危害性也更大。对于运载和发射空间相对较小的搭载设备, 特别需要考虑燃气射流的压力和温度的安全界限, 据此设计导流装置以及采取防护措施。

多年来, 国内外将数值方法^[2~6]和实验方法^[7~9]应用于火箭燃气射流的自由流场和冲击流场的研究。Miller Eugene^[7]等通过预测固体火箭羽流的温度和组分研究火箭弹轨迹的耗散模型。Pessoa Filho J B^[8]等通过计算固体火箭燃气射流的辐射热通量得到沿射

流轴线上的温度分布。Christou C T^[9]则利用激光差分吸收法测量了含铝粉推进剂发动机燃气射流温度场的空间分布。实验多在静止实验台上完成, 研究结果与火箭动态飞行过程存在较大差别。本文通过测定试验弹发射过程中发射管后燃气流对钢板冲击流场的压力和温度以及最大滞止压力和温度, 最终确定管后燃气冲击流场的危险区域。

2 实验方法

实验在靶场的露天环境中进行, 对 5 发实验弹的管后冲击流场进行了测量。受冲击装置为钢板台面, 它与发射架的相对位置如图 1 所示。在实验中同时测量钢板上 12 个位置处冲击流场的温度和压力, 测

* 收稿日期: 2002-11-04; 修订日期: 2002-12-20。

作者简介: 徐 强 (1969—), 男, 博士, 副研究员, 研究领域为瞬态流场实验与分析技术。

E-mail: j0805481@public1.ptt.js.cn

量位置分布见图1,同一测量位置测温点与测压点距离为15mm。图1中标注的均为无量纲化尺寸,为实际距离与发射架定向管直径之比。定向管射角为 60° ,钢板平面与水平面夹角为 6° ,即与定向管夹角 54° 。发射架为某型号多管火箭炮,射击方式为单管单射,且射角、射向一致。

实验用测压传感器为KISTLER-211B型低阻抗压电传感器,配十二通道调理模块KISTLER-5124A。测温传感器为热电偶,使用钨铼5-20和镍铬-镍硅两种,前者置于高温区,后者置于较低温度区。测量系统采用两台十六通道DEWETRON数据采集与精密信号调理仪,模/数转换精度为16位。其中一台对压力信号进行采集,另一台对热电偶所测量的温度信号进行调理和采集,配有DAQN-THERM热电偶调理单元。利用火箭弹点火信号对两台仪器进行同步触发。实验时采样频率设定为10kHz,每通道采样样本数为40 000个,触发前预置采样样本数为3 000个。根据测量系统的技术指标和野外实验的实际环境,测试综合误差为5%~10%。

3 实验数据与分析

本文研究的是欠膨胀真实燃气流转折后的特性。发射管后流场转折后形成受限贴壁射流,转折前后的燃气流冲击流场结构如图2所示。管后流场在钢板上转折时形成一个局部滞止区域,该区域内的气流参数直接关系到钢板的抗烧蚀和承载状况,图中 O 点为局部滞止点。该区域是钢板上承受燃气冲击最严

重的部位。转折后冲击射流的扩散或冲击烈度与燃气射流对受冲击平面的转折角(对应于发射架的射角)、喷口离受冲击平面的高度、发动机的喷口马赫数、以及燃烧室温度等四个发射架和火箭发动机的参数有关。本实验中,前两个参数由图1给出。

图3给出典型实验曲线。管后流场燃气冲击作用于皮托管的时间在160ms~180ms。温度传感器裸露在燃气射流中,因此能够及时感受流场温度,具有较为陡峭的上升沿。但是由于发射过后周边空气流速降低,以及热容量较大的传感器支撑部件向传感器的热传导,造成温度曲线下沿较为缓慢,经过1s才基本接近环境温度。

图4、图5分别为沿图2中 S 坐标方向冲击流场压力和温度轴向衰减。曲线是根据同一测点5发火箭弹测量数据最大值的平均值绘制的,图中同时给出测量值的偏差,体现了本次实验的重复性。由于火箭燃气射流属于燃气微团脉动的湍流流动,因此所给出的测压数据采用短时均法处理^[1]。横坐标中 S 为测试点到局部滞止点 O 的 S 方向轴线(见图2)的距离, d 为发射架定向管直径。压力沿 S 方向的衰减较温度更为迅速。钢板承受高温、高速流动气流冲击后并未出现变形现象,但烧蚀现象比较严重。第1发射击后,钢板上在冲击点 O 点附近出现半径为0.15m的圆形烧蚀区域,表面层剥落。第5发射击后同一烧蚀区域半径扩大到0.25m,中心下陷大于0.001m。

图6和图7所示分别为压力和温度在钢板上的分布状况。

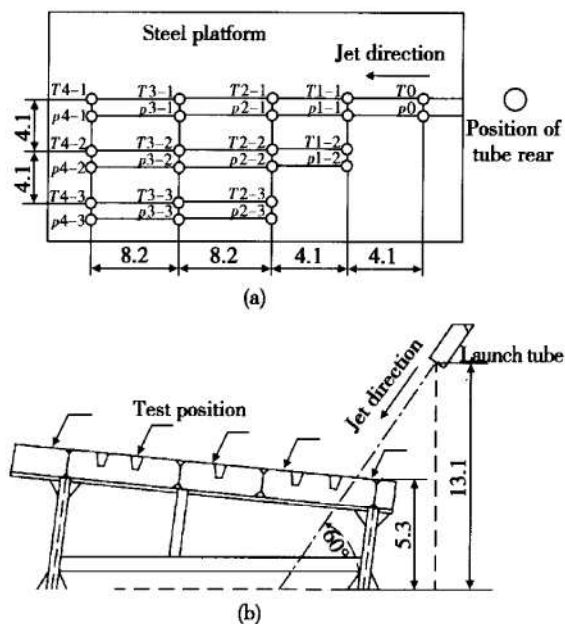


Fig. 1 Experimental equipment and test position arrangement

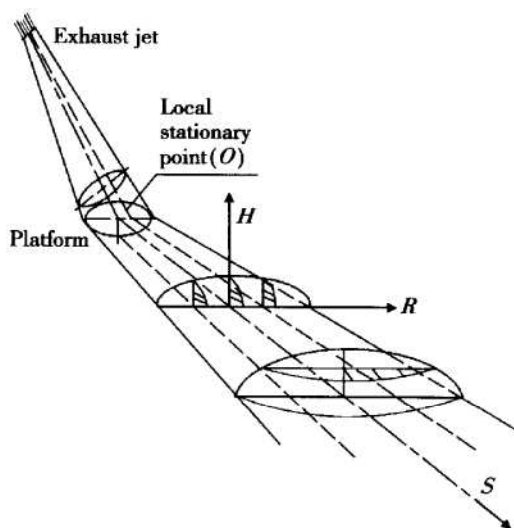


Fig. 2 Theoretical model of near wall jet

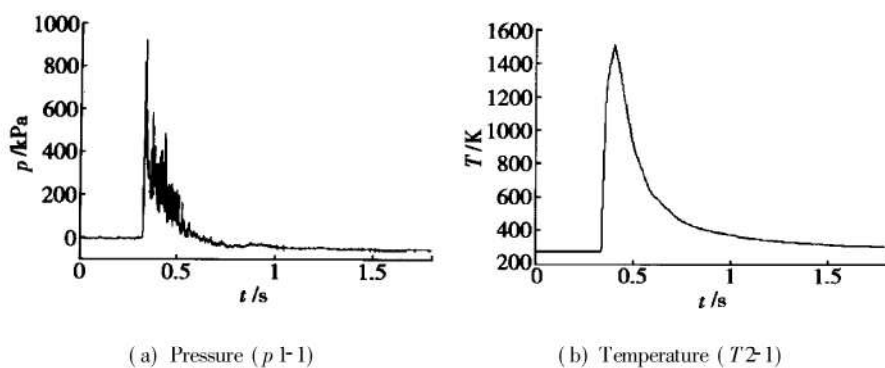


Fig. 3 Typical time history of pressure and temperature

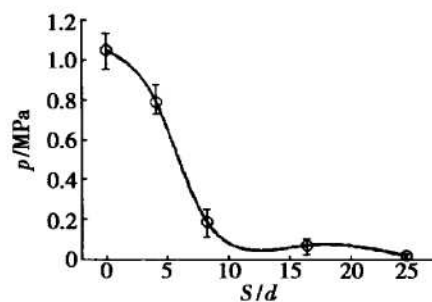


Fig. 4 Exhaust jet pressure decrease along jet axis

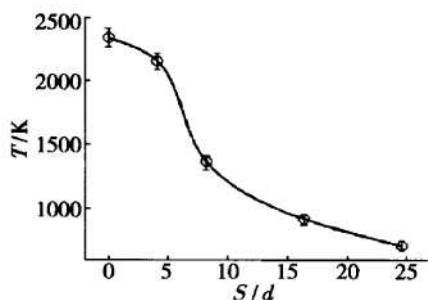


Fig. 5 Exhaust jet temperature decrease along jet axis

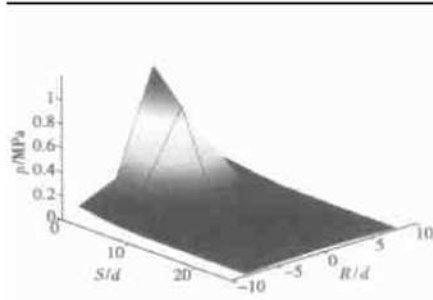


Fig. 6 Distribution of exhaust jet pressure on platform

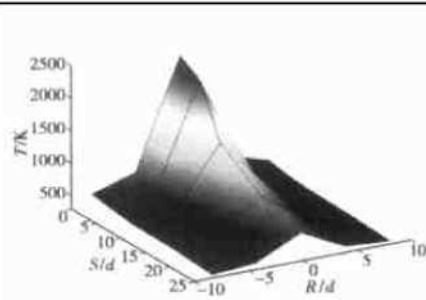


Fig. 7 Distribution of exhaust jet temperature on platform

以 0.01MPa 和 0.001MPa 压差(绝对压力与环境压力之差)限定冲击压力危险区域,以剩余温度 500℃和 50℃限定冲击流场剩余温度危险区域。剩余温度是指射流温度与环境温度之差。利用实验结果外推得到的冲击压力与温度的危险区域如图 8 所示,纵坐标中 R 为测试点到局部滞止点 O 的 R 方向轴线(见图 2)的距离。

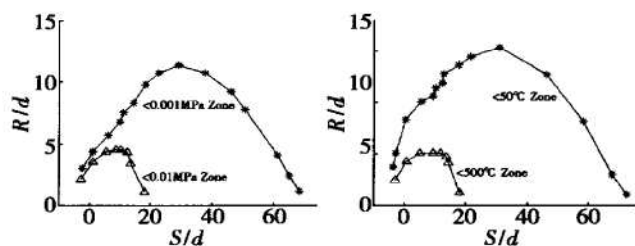


Fig. 8 Dangerous zone of pressure and temperature

4 结 论

实验中的射击状态为不变管号、射向、射角的单管单射。这对于钢板上燃气流冲击的滞止区域来说是极为恶劣的受冲击状态。通过滞止区域内压力测量值可以推算出钢板所承受的炮尾燃气流冲击力高达数吨。虽然钢板在 5 次气流冲击下并没有发生变形,然而烧蚀问题却不能忽略。实验所得到的压力和温度分布对防护材料和措施的选取至关重要。

实验中温度传感器结构和安装方式决定了所测量的温度是钢板表面以上冲击流场的温度,而不是钢板的表面温度。钢板的表面温度值比气流温度要低,但是持续时间更长。因此多发火箭弹连放时在受冲击壁面将出现温度积累。在进行实际工程设计时应考虑到钢板自身的热容量,以及火箭炮多管发射时燃气射流对钢板上不同滞止点冲击的积累热量,在强度有限元计算中应考虑这一热效应问题。由于实验条件的限制没有直接测量冲击后的射流垂直剖面(即冲击流厚度)。但是冲击壁面前后射流速度和温度存在自相似性,可以以此建立冲击前后状态之间的关系。利用这种相似性,通过数值计算或经验公式的方法进行外推来获得射流垂直剖面的流动参数。由此获得的水平剖面和垂直剖面的流动参数分布为在钢板表面设置导流敷板的设计提供了依据。

参考文献:

- [1] 张福祥. 火箭燃气射流动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1988.
- [2] 李志刚. 火箭燃气三维复杂流场数值模拟与工程应用[D]. 南京: 南京理工大学, 1999.
- [3] 肖育民, 何洪庆, 蔡体敏. 欠膨胀超音速火箭燃气流的工程计算方法[J]. 推进技术, 1996, 17(4).

(下转第 520 页)

比较图 5 和图 6 可见: 图 6 响应曲线的超调量、调节时间比图 5 明显要小。表明神经网络在学习过程中输入的样本点的数目, 以及与实际应用中的输入信号的符合程度, 在很大程度上决定了神经网络控制效果的好坏。

4 结 论

(1) 虽然 BP 网络泛化能力(即相近输入产生相近输出, 不同输入产生不同输出, 具有连续模拟输入输出能力)较强, 但对于辨识追求的是精确性。从表 1 可见, RBF 神经网络用于无人机发动机的辨识, 结构简单, 精度高, 学习时间短, 辨识误差小。所以其辨识性能优于表 1 中所列的其它网络。

(2) 神经网络自适应 PID 控制系统不仅使系统的稳态误差(在论文中的输入信号形式作用下)为零, 更具有学习能力强、鲁棒性好等优点, 特别适合类似于航空发动机的具有不同飞行条件、不同工作状态的系统的控制。

(3) 对于同一类型的神经网络, 各层神经元的数目越多, 网络可调参数增加, 逼近能力增强, 误差减少, 学习时间缩短。但对于特定的控制对象, 数学模

型已定, 就有一个最佳的网络结构和网络参数(如 BP 网络的学习效率、动量系数, ELMAN 网络的初始自适应学习率、增加比例、减小比例和 RBF 网络的扩展系数), 并不是神经元数目越多越好。过多的神经元会使系统可调参数也过多, 不能在学习时间里, 全部达到最优值。

参考文献:

- [1] Robert M S, Jearr J E S. Gaussian networks for direct adaptive control[J]. *IEEE Trans on Neural Network*, 1992, (6).
- [2] Yan li, Narainhan S P S. Stale neuro-flight controller using fully tuned radial basis function networks[J]. *Journal of Guidance, Control, And Dynamics*, 2001, (4).
- [3] Calise A J, Rysdyk R T. Nonlinear adaptive flight control using neural networks[J]. *IEEE Control Systems Magazine*, 1998, (6).
- [4] 王永骥, 涂 健. 神经元网络控制[M]. 北京: 机械工业出版社, 1997.
- [5] 从 爽. 面向 MATLAB 工具箱的神经网络理论与应用[M]. 合肥: 中国科技大学出版社, 2002.

(编辑: 梅 瑛)

(上接第 516 页)

- [4] Olynick D R, Henline W D. Navier-Stokes heating calculations for benchmark thermal protection system sizing[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 1996, 33(6).
- [5] Mayer E, P R. Rocket plume impingement heat transfer on plane surfaces[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 1987, 24(4).
- [6] Nelson H F, Fields J C. Heat transfer in two-phase solid-rocket plumes[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 1996, 33(4).
- [7] Miller Eugene. Prediction of the dissipation of a solid-rocket

contrail[J]. *Journal of Propulsion & Power*, 2000, 16(5).

- [8] Pessoa-Filho J B, Cotta R M. Thermal radiation from solid-propellant rocket exhaust plumes[J]. *Heat & Technology*, 1996, 14(1).
- [9] Christou C T, Loda R T, Levin D A. Simulation of range-resolved DIAL measurements on in-flight rocket plumes[J]. *Journal of Thermophysics & Heat Transfer*, 1993, 7(2).

(编辑: 朱立影)