

火箭燃气射流温度分布的实验研究^{*}

徐 强, 李 军, 曹从咏

(南京理工大学 机械学院, 江苏 南京 210094)

摘 要: 为了优化火箭发射承载设备的设计, 使其避免燃气射流的热损坏。采用细丝热电偶测温的方法, 实验研究了某型火箭固体发动机燃气射流的总温分布。结果表明, 温度-时间历程曲线中存在若干相对稳定状态, 对应于发动机的工作过程的不同阶段, 得到了可能发生热损坏的温度分布区域。实验得到的温度分布与理论结构基本相符, 与数值模拟存在一定差异。文中简要分析了细丝热电偶的测量误差。

关键词: 火箭排气; 喷管气流; 温度测量; 热电偶; 温度分布

中图分类号: V435.12

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 02-0109-03

Experimental study on temperature distribution in rocket exhausted flow field

XU Qiang, LI Jun, CAO Cong-yong

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

Abstract: Temperature distribution of solid rocket exhausted plume was studied to optimize the loading equipment design and avoid the thermal damage. Fine wire thermocouples were used to measure the total temperature distribution of the rocket engine. There are several stages in temperature-time history corresponding to the work procedure of the rocket engine. Thermal damage zone was obtained. This distribution pattern is the same as theoretical structure, but it differs with numerical simulation result in some degree. The measurement error of fine wire thermocouples is discussed briefly.

Key words: Rocket exhaust; Nozzle flow; Temperature measurement; Thermocouple; Temperature distribution

1 引 言

火箭燃气射流温度分布特征是描述燃气流场的重要参数之一^[1], 是火箭武器系统相容性设计所需研究的重要课题。近年来, 对火箭燃气射流温度场的研究中逐步引入了现代光学技术。如 Christou C T 等人^[2]利用差色吸收激光雷达法, 测量了添加铝粉的固体火箭羽流温度空间分布, 但该方法对实验环境要求较苛刻。基于光学技术的方法在测试对象上有很大的局限性。固体火箭燃气流场中成分对于液体火箭要复杂得多, 由此形成的多相流动更为复杂。特别是采用含铝粉的复合推进剂时, 气流中生成的 Al_2O_3 颗粒严重散射, 对激光的衍射、散射剧增。文献[3]为解决这一问题进行过尝试, 同时阐述了光学方法测量含

添加剂固体推进剂火箭燃气流场的局限性。朱德忠等^[4]利用热电偶和热像仪相结合的方法测量热气流的温度分布。本文利用基于细丝热电偶设计出的总温传感器, 实验研究了火箭燃气射流的温度分布。

2 实验方法

实验中测量燃气流总温的两种细丝热电偶钨铍 5-钨铍 20 和镍铬-镍硅, 偶丝直径均为 $100\mu m$, 采用对焊方式焊接, 时间常数小于 30ms。钨铍 5-钨铍 20 测量温度范围较高, 用于测量射流中心区域的温度, 镍铬-镍硅测量离射流轴线较远区域的温度。发动机采用含铝复合推进剂。发动机固定在静止试验台上, 传感器安装在可调梳状测试架上。为保证气流滞止及减小结点辐射损失, 热电偶外均采用耐热合金屏蔽

^{*} 收稿日期: 2002-01-29; 修订日期: 2002-05-13。

作者简介: 徐 强 (1969—), 男, 博士, 研究领域为火箭燃气射流动力效应。

罩。热电偶环境冷端结点用相应的补偿导线引出燃气射流作用区,并用绝热材料包覆。热电偶输出毫伏信号的记录采用瞬态波形存储器,分辨率 14 位,采样频率为每秒一万个点,总采样时间 8s。用高速 CCD 摄像机记录燃气羽流的影像,速度为每秒 200 帧。

实验测量燃气流场轴向的六个断面,断面距发动机喷口截面的距离见表 1。表中 y 和 x 分别为测点距喷口的径向和轴向距离, D_e 为喷口直径。共进行 12 次实验,每个断面实验两次,每次测量 6 点,各测点径向位置和测量截面轴向位置见表 1。由于梳状测试架对燃气流场具有干扰作用,因此实验中没有测量接近喷口的射流初始段。

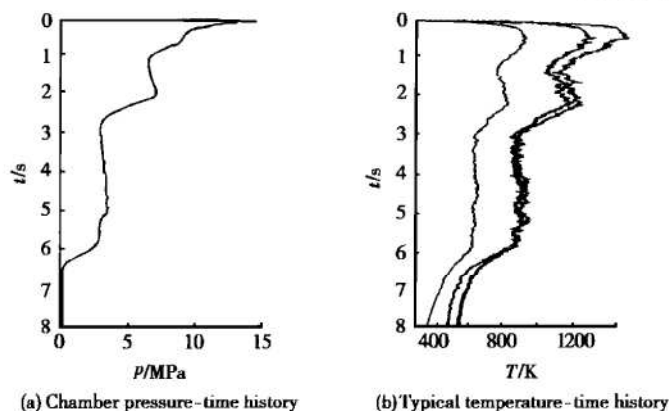


Table 1 Measurement positions

Position index	1	2	3	4	5	6
Radial position (y/D_e)	0	5.9	11.4	23.6	32.3	40.3
Axial position (x/D_e)	27.8	41.6	76.4	111.1	145.8	180.6

3 实验数据与分析

图 1 为发动机工作过程中各参数变化和燃气射流影像。发动机燃烧室压力-时间曲线如图 1(a)所示,图 1(b)为三条典型温度-时间曲线,两条高温曲线是钨铼热电偶获得的,较低温度曲线是镍铬-镍硅获得的。图 1(c)是高速 CCD 记录燃气射流影像中三张反映不同燃烧室压力下燃气射流状态的照片。

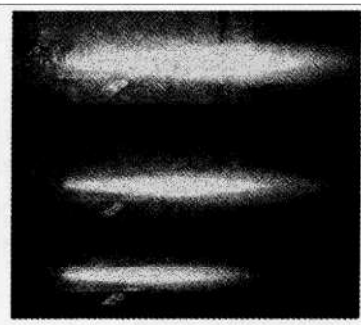


Fig.1 Typical parameters recorded in the experiment

图 1 表明发动机的工作过程由三个基本阶段组成,即初始峰值段和两个相对稳定段。不同阶段射流的核心区域长度不同,因此测点温度随之发生变化。

对照燃烧室压力-时间历程曲线的变化过程,观察温度-时间历程曲线可看到热电偶得到的测点温度的变化与发动机的工作过程是相符合的。虽然所使用温度传感器的时间常数较小,仍不能反映出气流中的温度脉动情况,却能够反映测点位置的温度平均值和最大值。但由于实验时室内空气流速接近于零,被燃气流加热的细丝热电偶结点向周围空气散热非常缓慢。这造成发动机结束工作后热电偶仍然保持一定温度值,直到采样过程结束也未还原到环境温度。

处理热电偶测量值时必须考虑下述误差:

仪器误差是热电偶分度误差、测量线路误差及采集系统误差,本实验中仪器误差小于 1%。辐射误差,即热电偶结点与周围环境的辐射换热,两种传感器在典型气流条件下的辐射误差分别小于 3% 和 2%;

速度误差,气流中的热电偶测出的温度是介于气流静温和总温之间的一个值,称有效温度。随气流速度增加,总温与有效温度之间的差值也增大,即速度误差。一般在 $Ma > 0.2$ 时必须考虑速度误差 Δt_v [5]。

$$\Delta t_v = T^* - T_g = (1 - r) \left[\frac{\frac{k-1}{2} Ma^2}{1 + \frac{k-1}{2} Ma^2} \right] T^* \quad (1)$$

式中 T^* 为气流总温, T_g 为有效温度, k 为气体的绝热系数, Ma 为马赫数, r 为恢复系数。当热电偶结点迎向来流方向时,裸丝钨铼 5-钨铼 20 和裸丝镍铬-镍硅外加滞止罩后恢复系数可分别达到 0.95 至 0.98 [5]。通过数值计算确定不同测点的马赫数(见图 2),利用式(1)就可以进行修正。

由于热电偶的热惯性,使所测温度曲线在幅频和相位上都有滞后现象,致使测量值偏离瞬时的真实温度,即存在动态误差。本实验中动态误差约为 3%。

此外,本文没有考虑热电偶的传热误差。本次实验的气流总温在 2500K 时的累计综合误差为 5% ~

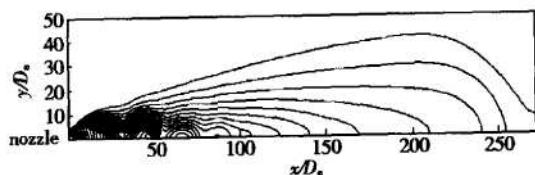


Fig. 2 Mach contour for temperature correction

6%, 较低流速区低温测点误差则更小。图3给出了射流不同阶段经过修正的总温最大值的分布情况。实验测量的是半边流场的温度, 图中曲线是按照对称方式给出的。射流第一阶段(图3(a))温度值最高, 但此阶段持续时间最短, 因此离轴线较远的温度相对较低。图3(b)和图3(c)所示的温度分布与图3(a)基本相同, 只是轴心温度随轴向距离增加而衰减的趋势更加明显。射流第一阶段的温度分布是系统相容性设计中首先应考虑的, 这是燃气流场真正作用于发射系统的阶段。图4所示为离喷口最近的两个截面上射流第一阶段数值模拟结果和测量值的比较。

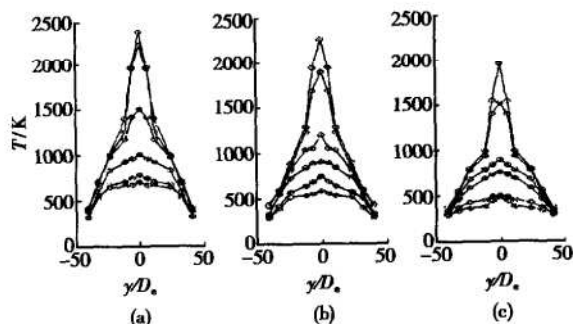


Fig. 3 Total temperature distribution in three stages

4 结论

本文测量得到的流场温度分布范围, 在射流核心区域附近与数值模拟结果的差异小于远离核心的区域。数值模拟的射流边界明显小于实验测试结果。但是两种结果都表明总温在越接近喷口的截面上、沿半径方向下降得越快, 也就是说, 射流边界的尺寸很小。稳定流场的有害温度区间是在一个很有限的、

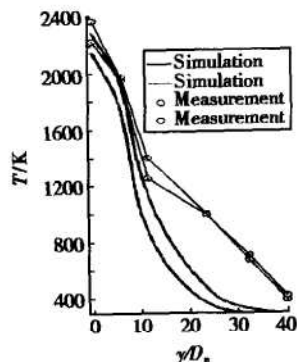


Fig. 4 Comparisons of measurement and numerical simulation

以喷口为顶点的“三角”区域内。跨过射流边界, 流场温度基本达到环境值。本文获得的射流初始段以外的温度分布图基本符合燃气流场的理论结构。

实验中采用的是接触式测量方法, 因此深入流场内部的梳状探针及支架对流场有较大的影响, 越接近喷口影响越大, 这就阻碍了对射流近场的测量。而且, 这种方法属于逐点移测法, 不能在同一次测量出全流场的温度分布, 火箭发动机射流特性的差异会导致最终得到温度分布的结果会有一定偏差。这些都需要进一步研究。

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] 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): 233 ~ 240.
- [3] 阎大鹏, 贺安之, 李开明, 等. 火箭燃气射流中颗粒衍射散射对摩尔偏折图的影响[J]. *中国激光*, 1993, 9(11): 837 ~ 841.
- [4] 朱德忠, 廖理. 应用热成像技术测量高温气体温度场[J]. *工程热物理学报*, 1999, 20(6): 738 ~ 741.
- [5] 张立儒. 特殊条件下的温度测量[M]. 北京: 中国计量出版社, 1987.

(编辑: 王居信)