

力波动敏感和适应性强的优点,是高压燃速测试系统中稳定试验压强的理想装置。自行设计的高压电磁阀使得高压燃速测试过程基本上实现了隔离操作。

本系统适用于复合固体推进剂高压 ($\leq 25\text{MPa}$) 药条燃速及燃速压强指数的测定,它具有精度高、投资少、见效快、适用性强的特点。

参 考 文 献

- [1] Osborn J R. Bethel H E. Technique for Measuring Burning Rate of Solid Propellants. Rev Sci Instru, 1964, 35 (9)
- [2] Geisler R L. Acoustic Emission System for Solid Propellant Burn Rate Measurement. U. S. P, 3,899, 919. 1975
- [3] Caveny L H, Pokrocos L M, Felshein C R. High Pressure Burning Rates of Multi-Base Propellants. AD-A060, 027/OSL
- [4] Koury J L. Solid Strand Burn Rate Technique for Predicting Fullscale Motor Performance. AD-773, 433, 1973
- [5] Chistensen W N. Development of an Acoustic Emission Strand Burning Technique for Motor Burning Rate Prediction. AIAA 78-984, 1978
- [6] 陈家鼎. 概率统计讲义. 北京: 人民教育出版社, 1980. 7



超燃冲压发动机进气道的冷却

未来航天飞机的推进系统,超燃冲压发动机必须准备面对特别热的环境。一个有效的热防护系统是必不可少的。

日本角田研究中心和石川一播磨重工业企业的-一个研究小组对上述热防护系统非常感兴趣。他们进行了下面一个实验:把一块模拟超燃冲压发动机进气道前缘的壁板放在温度特别高的超音速流中,然后通过跨音速流对壁板进行冷却。冷却时,冷却液被引到壁板内部,冷却液平行地在前缘外流动,达到冷却的目的。这种方法非常简单。在现实中,将采用碳氢燃料(或低温氢)代替冷却液。

壁板长 200mm,宽 50mm,有 9 个边长 3mm 的方形小孔平行地排列在壁板的前缘处。壁板的材料为镍,用电铸成型。因为镍具有很高的导热性和熔点。通过一个直角的燃烧室产生出马赫数为 2.67 的超音速流。燃烧室中注入的是一甲基肼(MNH)和四氧化二氮(NTO)。燃烧室中的压力处于稳定状态(1MPa),温度为 3170K;尾喷管出口处的压力为 50kPa。

采用 293K 的水代替冷却液;进口处的流量为 $1000\text{cm}^3/\text{s}$,也就是说每个小孔中的流量为 $100\text{cm}^3/\text{s}$,但离前缘处最近的地方除外,因此处的温度上升快,所以此处的流量为 $200\text{cm}^3/\text{s}$ 。

实验程序是:在 10s 内使发生器工作起来,记录温度传感器(温差电偶)过渡过程的反应。温度传感器放在壁板表面的有利位置和小孔内。实验结果如下:壁板没有受到任何热损伤;在前缘观测到的最高温度为 700K;在小孔内没有出现冒泡(沸腾)现象;小孔离前缘特别近处的温度上升 20K,其他地方上升了 3—6K。在这次鼓舞人心的成果之后,日本的研究人员投入了冷却装置的效能研究,使这一设想朝现实靠拢,同时还考虑了外部条件,冲击波的影响等问题。

郭振玲 供稿