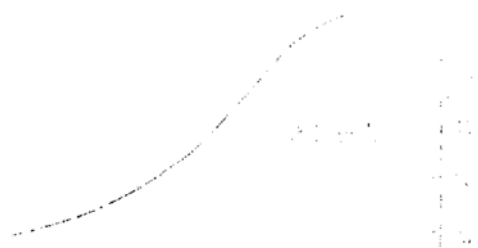


本模型还可以直接从理论上预示多种参数对点火过程的影响, 这些结果有待于进一步分析与计算。

参 考 文 献

- (1) 毛根旺 “复合固体推进剂点火研究”《推进技术》1983年第三期
- (2) Lengelle.G., Brulard.J., and Montet.H., “Combustion mechanism of composite solid propellants” Sixteenth symposium (International) on combustion, 1976. pp. 1257-1269.
- (3) Guirao.C. and Williams.F.A., “A model for ammonium perchlorate deflagration between 20 and 100 atm”, AIAA Journal, Vol.9, July 1971, pp.1345-1356.
- (4) Pearson,G.S., “Perchlorate oxidizers,” Oxidation and combustion reviews, Vol. 69, Aug.1969. pp1-92.
- (5) 李逢春, 张宝庆 “点火研究用气液式小火箭发动机与试验方法”《固体火箭推进》1983年第一期。
- (6) Kashiwagi.T., “Radiative ignition model of a solid fuel” Combustion science and technology. Vol.8, 1974. pp225-236.
- (7) Grant.E.H.Jr., Lt.USN. A study of the ignition process of composite solid propellants in a small rocket motor, Master's Thesis, Princeton University, October. 1963.
- (8) Rosser.W.A., Jr., Inami,S.H., and Wise,H. “Thermal diffusivity of ammonium perchlorate,” AIAA Journal, Vol.4. April.1966. pp663-666.



从点火器上引燃气测压

梁根贤 龚德柱

火箭发动机在地面静止点火试验中，一般都要测量其内部的压力。在进行发动机设计时，首先要考虑的问题之一就是如何引气测压。把发动机内部的燃气压力引到测压装置上的方式大致有两种：一种是在点火试验时，在发动机头部换一个工艺堵盖，工艺堵盖上焊有带管嘴的引气孔或不带管嘴的引气孔。如PL-1，PL-2等；一种是在发动机的前盖上焊接或用其它方法直接组合一个引气管嘴，测压时燃气通过管嘴引出，平时管嘴上必须用一个螺纹堵头涂胶堵死。如麻雀Ⅱ_AAIM-7D，麻雀Ⅱ_BAIM-7E，HQ-2号等。如图1所示。以上两种引气方式可根据发动机结构而选用。还有少数发动机在试验用的发动机中测压，但不能代表真实使用的发动机。所以一般都采用上述两种引气测压方式。

综上所述，从结构上讲，前盖焊接结构的发动机比其它结构的要简单、可靠。但是在引燃气测量内部压力方面就不如其它的结构换一个工艺堵盖那样简单了。图1麻雀Ⅱ_AAIM-7D空对空导弹是一种典型的结构，发动机增加了管嘴、堵头，不仅增加了零件，而且也增加了一个可能的漏气源。如何能既不改变发动机的结构，又能将发动机中的燃气压力引出来呢？

显然，唯一可利用的地方只有点火器了。我们在设计和试验××发动机时，采用了从点火器上引燃气测压的设计，并进行了一系列试验和改进，从点火曲线上看，这种引气方法是成功的。

从点火器示意图2看，燃气由6个 $\phi 2.5$ 的小孔引出，充填到发动机前盖外面的空腔，再引到测压装置上。

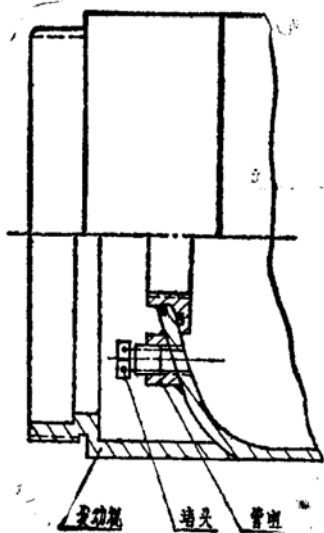


图 1

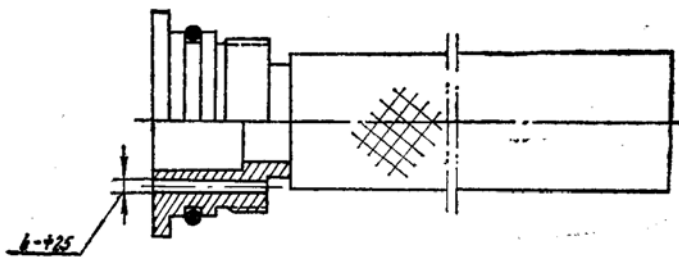


图 2

从第一批点火曲线上看出（图3），压力曲线比推力曲线要延迟0.4秒左右。压力峰值也可能有所偏低，不一定能反映发动机内部的实际压力峰值。我们分析造成延迟的原因并不是 $\phi 2.5$ 的6个小孔引出的燃气量不足。因为6个 $\phi 2.5$ 小孔的总横截面为29.5毫米²，大于一个