

表 1 推进剂以及燃气的有关特性参数

Table 1 Characteristic parameters of propellant and combustion production

推进剂火焰温度 T_g/K	推进剂燃气比热比 γ_g	推进剂燃气热导率 $\mu_g/(kg/m \cdot s)^*$	推进剂燃气导热系数 $\lambda_g/(W/m \cdot K)^*$	推进剂热扩散率 $a_{pr}/(m^2/s)^*$
2840	1.24	9.21834×10^{-5}	0.3946	2.0871×10^{-7}
推进剂导热系数 $\lambda_{pr}/(W/m \cdot K)^*$	8 MPa 时推进剂燃速 $r/(mm/s)$	点火药气体火焰温度 T_{ig}/K	点火药气体比热比 γ_{ig}	
0.4604	100	3400	1.143	

* : 由于缺乏进一步的试验数据, 参阅了与之相近类型推进剂的参数^[2]。

3 计算结果与分析

计算中采用了二维轴对称方程求解, 网格划分采用贴体坐标网格(如图 1 所示)。计算时间步长 0.2 ms, 燃面推移速率根据时间和燃速给出。

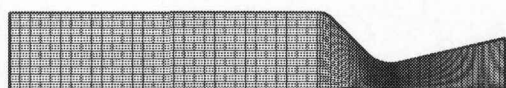


图 1 计算网格图

Fig. 1 Computation mesh grid

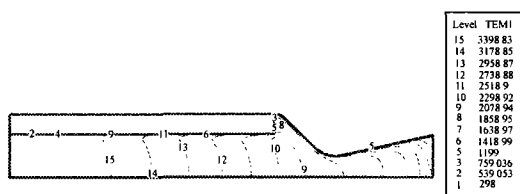


图 2 第一个时间步的温度分布图

Fig. 2 Temperature contour of the first computation time step

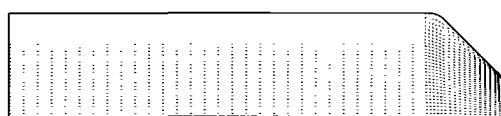


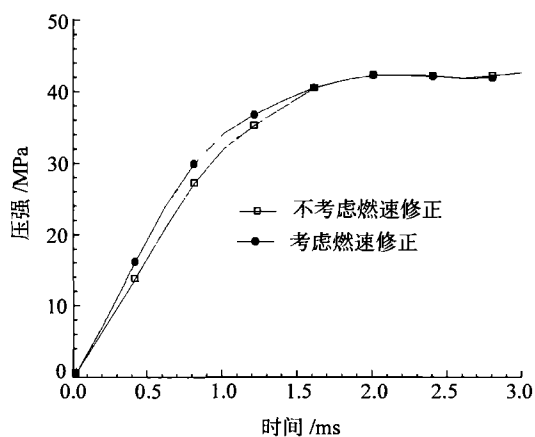
图 3 药柱全面点燃后的燃烧室速度矢量图

Fig. 3 Velocity vector in combustion chamber after the whole propellant surface is fully ignited

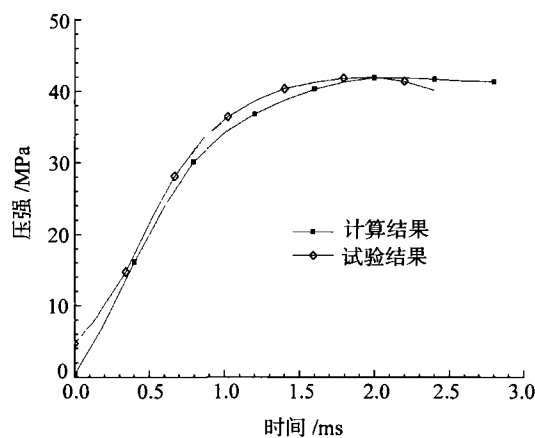
根据前面给出的燃速条件, 计算中认为在第一个时间步结束时点火燃气的火焰已将推进剂全面点燃^[4], 在以后的时间内按照平行层燃烧规律进行燃烧。推力器的装药为内燃管形装药, 从理论上讲不产生剩药。

图 2 是第一个时间步的计算温度分布图, 在

这一时间步里认为只有从头部的点火具加入的点火气体带入的质量和热量, 推进剂装药本身没有被点燃, 不对燃气作贡献。图 3 是药柱全面点燃时(第二个时间步)的速度矢量图。



(a) 进行点火瞬间修正前后的压强对比



(b) 点火过程试验结果与计算结果的比较

图 4 推力器初始阶段过程的压强上升曲线图

Fig. 4 $p-t$ curves of the initial stage

点火过程中的压强变化如图 4 所示。图 4(a)表示考虑与不考虑推进剂瞬变燃速修正两种不同

情况下推力器内部压强计算结果的比较,图 4(b)表示压强试验结果^[9]和计算结果的比较。由图可知推力器内部压强在燃速修正后上升速率比燃速修正前要略大些。试验结果曲线中起始点数值由于堵盖等的影响使得测试结果大于计算值,但中间一段与计算结果所得到的规律基本相符。

4 结 论

所研究的脉冲推力器的工作时间很短,其压强上升过程中实际压强上升速率已高达 20 MPa/ms,压强时间变化梯度很大,采取准稳态 dp/dt 模型对其点火瞬变过程进行数值模拟的结果显示,数值模拟所得计算结果与作者试验所得到的结果基本一致,说明 dp/dt 模型也能够适用于本文所研究的脉冲发动机的点火瞬变过程模拟。

参考文献:

- [1] Kuo K K, Summerfield M. 固体推进剂燃烧基础[M]. 宋兆武译,北京:宇航出版社,1992.
- [2] Luke G D, Eagar M A, Dwyer H A. Ignition Transient Model for Large Aspect Ratio Solid Rocket Motors[R]. AIAA96-3273, 1996.
- [3] Ciucci A, et al. Analysis of Ignition and Flame Spreading in the Space Shuttle Head-End Star Grain [R]. AIAA92-3272, 1992.
- [4] Bai S D, Han S S, Pardue B A. 2D Axisymmetric Analysis of SRM Ignition Transient[R]. AIAA93-2311, 1993.
- [5] Bizot A. Ignition and Unsteady Combustion of AP Based Composite Propellant in Subscale Solid Rocket Motor [R]. PB97-133813, 1997.
- [6] Eagar M A, Luke G D, Stockham L W. Ignition Transient Modelling for the Space Shuttle Advanced Solid Rocket Motor [R]. AIAA93-2062, 1993.
- [7] 曹泰岳, 常显奇. 固体火箭发动机燃烧过程理论基础[M]. 长沙:国防科技大学出版社, 1992.
- [8] Patankar S V. 传热与流体流动的数值计算[M]. 张政译, 北京:科学出版社, 1992.
- [9] 李世鹏. 短脉冲推力器的试验研究与理论分析[D]. 北京:北京理工大学, 2001.

[1] Kuo K K, Summerfield M. 固体推进剂燃烧基础[M]. 宋兆