

星孔药柱旋转发动机工作过程数值模拟

国防科技大学 张为华* * 曹泰岳 冯海涛 姜春林

【摘要】 建立了星孔药柱发动机在旋转状态下工作过程仿真的物理模型和计算模型, 给出了部分计算结果。通过数十发实验获得了燃速加速度敏感性的经验关系式, 并且采用全尺寸发动机进行了实验验证。实验和理论预示压强时间曲线具有良好的一致性。

主题词: 固体推进剂火箭发动机 旋转 数值模拟

分类号: V435

由于旋转引起固体火箭发动机性能的改变, 因而引发了人们对旋转发动机工作过程研究的关注。国内外对此开展了大量理论研究和实验研究, 取得了多方面进展^[1-5]。本文从星孔药柱旋转发动机研究入手, 以期获得满意的工作过程预示结果。

1 物理模型和数学模型

以常规星孔药柱发动机为对象建立物理模型。在旋转状态下, 星孔药柱发动机的内部流动实际上是多维流动, 要对这种多维流动进行数值模拟往往是比较困难的。因此, 引入零维模型预示星孔药柱发动机工作过程。假设燃烧室内气流参数均布, 喷管流动为超临界流, 工作过程等温。由于实验发动机喉通比较小, 模型中不考虑侵蚀效应的影响。根据以上假设, 可得到零维模型计算方程:

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{RT_c}{V_c} \left[\rho_p A_b \bar{r}_a - \frac{p_c A_t}{c^*} \right] \quad (1)$$

$$\frac{dV_c}{dt} = A_b \bar{r}_a \quad (2)$$

$$\bar{r}_a = \frac{1}{s} \int_a ds \quad (3)$$

式中 ρ_p 和 c^* 分别表示推进剂密度和特征速度, A_b 和 A_t 分别表示燃烧面积和喷喉面积, V_c 和 s 分别表示自由容积和燃烧周长, R 和 T_c 分别表示气体常数和燃烧温度, r_a 和 $\bar{r}_a$ 分别表示加速度场中推进剂的燃速和平均燃速。

该计算方程组为一组常微分方程, 采用龙格库塔法求解。计算中有两个难点, 一是燃面计算, 二是燃速加速度敏感性预示。旋转发动机中推进剂的燃速不仅取决于加速度水平(在相同转速下, 加速度水平与燃面上各点离旋转中心轴距离成正比), 而且还取决于加速度向量的方位角, 这就增加了燃面计算的困难。

图 1 所示为两端限燃星孔药柱半星角横截面。由于结构对称, 可取半星角 $\theta = 360^\circ / 2n$ 来

研究(n 为星角数)。将 θ 角($k-1$) 等分, 根据药柱初始几何参数, 可获得 $t=0$ 时刻($N=0$) k 个节点的坐标 x_i 和 y_i ($i=1, 2, \cdots, k$)。随着燃烧过程的进行, 各个节点与旋转轴之间的距离发生变化, 燃面与加速度向量之间的夹角 φ 也发生变化, 因而各节点上的燃速不同。由于燃烧沿法线方向进行, 节点在不同时刻需重新插值。但计算中网格仍按角度等分, 网格点数目保持不变。计算中采用下列公式计算确定燃面上各点至中心轴的距离 R_i , 向量角 φ 以及燃面周长 s 。

$$R_i = (x_i^2 + y_i^2)^{1/2} \tag{4}$$

$$\varphi = \operatorname{tg}^{-1} \left[\frac{1}{2} \left(\frac{y_{i-1} - y_i}{x_i - x_{i-1}} + \frac{y_i - y_{i+1}}{x_{i+1} - x_i} \right) \right] + \operatorname{tg}^{-1} \left(\frac{y_i}{x_i} \right) \tag{5}$$

$$s = \sum_{i=1}^k I_i \tag{6}$$

式中

$$x_i^{N+1} = x_i^N + \lambda \cos \psi, \quad y_i^{N+1} = y_i^N + \lambda \sin \psi, \quad \lambda = r_a \Delta t$$
$$\psi = \frac{\pi}{2} - \operatorname{tg}^{-1} \left[\frac{1}{2} \left(\frac{y_{i-1} - y_i}{x_i - x_{i-1}} + \frac{y_i - y_{i+1}}{x_{i+1} - x_i} \right) \right], \quad r_a = \begin{cases} r_a & \varphi > \varphi_r \\ r_o & \varphi \leq \varphi_r \end{cases}$$
$$I_i = [(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2]^{1/2}$$

r_o 为基础燃速, φ_r 为临界角。

对应燃面上各点燃速的计算引用经验关系式。实验采用不同加速度和方位角在旋转试车台上进行, 以期获得旋转发动机中燃速随加速度水平和方位角变化的燃速加速度敏感性经验公式。对于所研究的含铝丁羟推进剂, 通过实验得到如下经验关系式:

$$r_{aM}/r_o = 1 + 9.002 \times 10^{-3} a - 4.15 \times 10^{-5} a^2 + 6.866 \times 10^{-8} a^3 \tag{7}$$

$$F(\varphi) = [(r_a/r_o) - 1] / [(r_{aM}/r_o) - 1] \tag{8}$$

$$F(\varphi) = (1/25)\varphi - 2.6 \quad (\varphi \geq \varphi_r), \quad \varphi_r = 65^\circ \tag{9}$$

式中 a 为旋转加速度, 下标 M 为 $\varphi=90^\circ$ 时的参数。

实验发动机推进剂配方为: 过氯酸铵 7%, 铝粉 (16 μ) 16%, 丁羟 14%。

2 实 验

实验用发动机为 $\Phi 118$ 标准发动机, 喉径 21.9 mm, 装药为十角星形, 药柱外径 106 mm, 肉厚 24 mm。各发药长 L_p 分别为 220、214、205 mm 及装药质量 m_p 分别为 2.025、1.960、1.850 kg。实验结果如图 2 所示。

由图 2 可见, 星孔装药发动机压强时间曲线对加速度变化不敏感。其原因在于星孔药柱燃面中垂直于加速度燃面份额较小。这从 (7) - (9) 式就可得到答案。实验研究表明, 旋转状态与静态相比, 燃烧室压强的变化不明

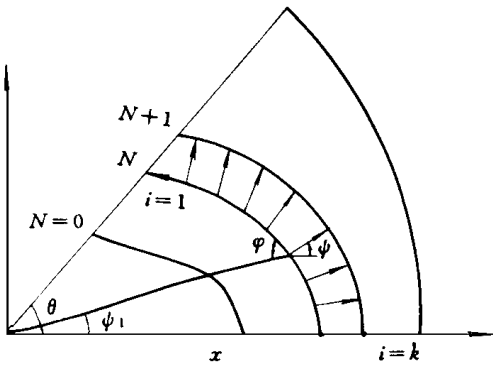


图 1 星孔药柱半星角横截面示意图

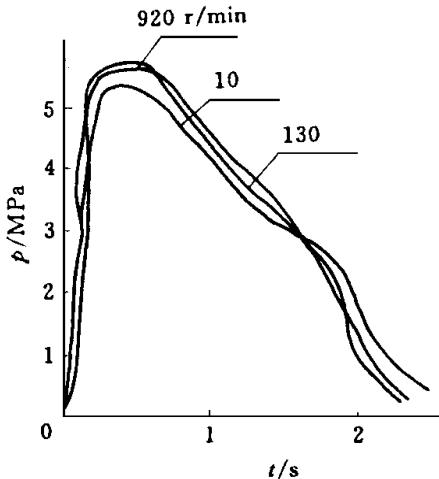


图 2 星孔装药发动机实测压强时间曲线

显,但燃烧室中的沉积有明显增加。燃速比及燃烧室平均压强示于表 1 中。由表可见,旋转状态与静态相比,平均燃速有所增加,但幅度很小。

表 1 不同转速下的实测结果

序号	转速(r/min)	$\bar{p}_c$ (M Pa)	$\bar{r}_a$ (m m/s)	$\bar{r}_a/r_o$
1	0	4.128	13.71	1
2	920	4.453	15.14	1.075
3	1300	4.011	14.46	1.069

3 结果与讨论

为了验证内弹道计算模型的合理性,对一个星孔药柱发动机和一个内孔燃烧发动机进行了计算,并与实验结果进行了对比。对星孔药柱发动机,实测压强与预示压强的最大相对误差小于 3%,这一计算结果表明本文提供的模型具有良好的预示精度。对某实际使用的内孔燃烧发动机,应用零维内弹道模型进行了计算,实测压强与预示压强的最大相对误差小于 5%。实测和预示压强时间曲线示于图 3 中。由图 3 可知,旋转对内孔燃烧发动机内弹道性能影响较大,实验和理论预示压强吻合良好。

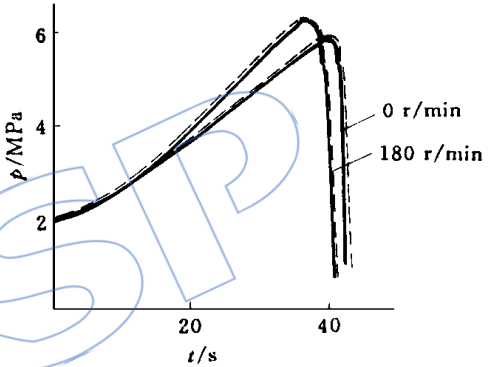


图 3 内孔燃烧发动机实测和预示压强时间曲线

根据以上分析,可得到如下结论: (1) 本文提供的计算方法可行,可推广至其它药型旋转固体发动机工作过程仿真。(2) 燃速经验关系式可通过实验方法获得。(3) 本模型具有良好的预示精度。

参 考 文 献

1 Fuchs M D. A Parametric Study of the Effect of Acceleration on the Burning Rate of Metalized Solid Propellants. AIAA - 81- 1584

2 张如洲. 加速度对丁羟推进剂燃速的影响. 兵工学报, 1988, (2)

3 曹泰岳等. 固体火箭发动机燃烧过程理论基础. 长沙: 国防科技大学出版社, 1992

4 Langhenry M T. Acceleration Effects in SPRM. AIAA- 86- 1577

5 Bastress E K. Interior Ballistics of Spinning Solid Propellant Rockets. J. Spacecraft Rockets, 1965

(责任编辑 杨再荣)