

星形内孔装药的非均匀侵蚀燃烧

北京航空航天大学 徐绍敏 李凤良

【摘要】 本文对星形内孔装药的一个单元星角内的侵蚀燃烧进行实验研究。实验表明沿装药燃烧周界侵蚀燃烧是不均匀的，星谷附近的燃速大于星尖附近的燃速。侵蚀燃烧的不均匀程度与燃气平均流速、燃气压强以及星角的大小有关。二维流场计算与实验结果对照说明，流速分布不均匀是造成侵蚀燃烧不均匀的主要原因。

本文的目的是：研究非均匀侵蚀燃烧的规律，找出非均匀侵蚀燃烧的原因，为在内弹道计算中考虑非均匀侵蚀燃烧的影响提供依据。

一、实验研究

1. 实验方案 本文采用试件法来研究异形装药侵蚀燃烧的规律。

为了加工试件方便，把装药形状简化，并取出一个单元星角区来作为研究对象，如图1所示。图中 $O-M$ 、 $O-N$ 两面是对称面，将 $O-M$ 和 $O-N$ 所夹的星角区取出，做成试件装入试件壳体中如图2所示。通过研究单元星角内的侵蚀燃烧规律来模拟整个装药。本文选择星形内孔装药的星角数为7，这样圆 心角 $\alpha=51.43^\circ$ ；星角 γ 共选择了三种，即 30° 、 45° 和 60° 。因星孔中心圆的半径不变，故图1中尺寸 B 是定值。

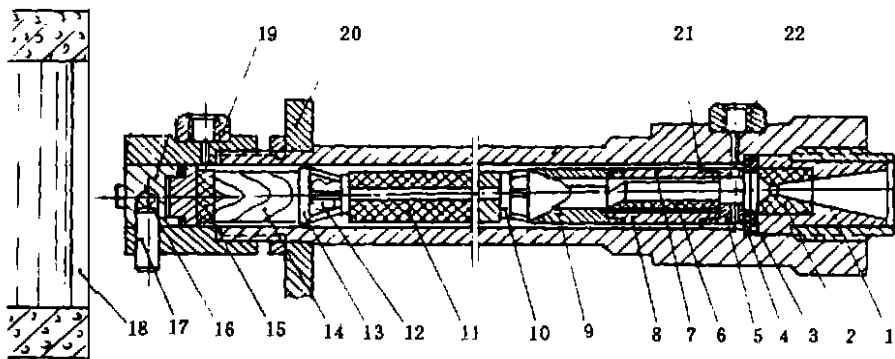
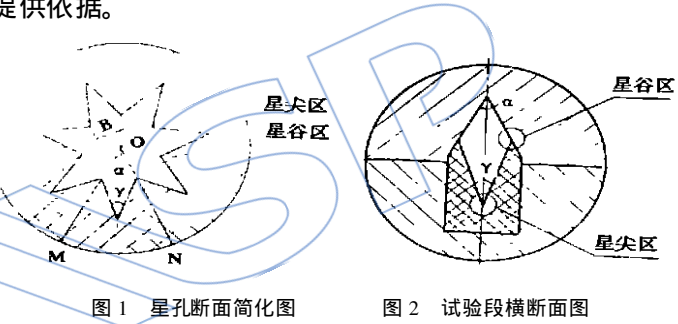


图3 实验装置图

实验采用中止燃烧法测量燃速。图 3 是实验装置图，圆管形主装药产生的燃气流经收敛段，较均匀地进入装有试件的试验段。通过控制 $K = A_b/A_t$ 来控制压强，式中 A_b 是主装药与试件燃烧表面积之和， A_t 是喷喉截面积。通过控制 $J = A_t/A_p$ 来控制试验段流速，式中 A_p 是试验通道截面积，取试验前、后通道截面积的平均值。实验中测量出 A_t 和 A_p ， $J = A_t/A_p = q(\lambda)$ ，式中 λ 是速度系数， $q(\lambda)$ 是气动函数。实测出特征速度 C^* ，即可求出试验通道内的平均流速 w_m 。用压力传感器感应发动机头部和试验段出口的燃气压强。

本文的实验参数如下：试验段燃气压强 $p = 4.41 \sim 8.63\text{MPa}$ ；试验段燃气平均流速 $w_m = 100 \sim 420\text{m/s}$ ；主装药及试件初温 $T_i = 20$ ；燃烧时间 $t_b = 0.12\text{s}$ 。试件用双镁-3 推进剂，主装药用双芳镁-3 推进剂。

2. 实验结果及其分析 图 4 是实验前、后试验段通道的横截面图形。实验前测得 $abcd$ 边界，其中 bad 是金属壳体表面， bcd 是推进剂试件表面。实验后测得 $ab'cd'$ 边界，其中 $b'ad'$ 是金属壳体表面， $b'c'd'$ 是燃烧后的推进剂试件表面。由图 4 看出，在星角区内试件的燃烧速度是不均匀的。

由实验结果和理论分析可看出上述燃烧的非均匀性是与流速有关的，平均流速较低时不均匀性较小。当平均流速低于一定值以后，不均匀现象消失。所以本文认为实验得出的星角区内燃烧的不均匀是属于侵蚀燃烧的不均匀。而不象文献 [1] 所说的燃烧不均匀是由点火不对称造成的。

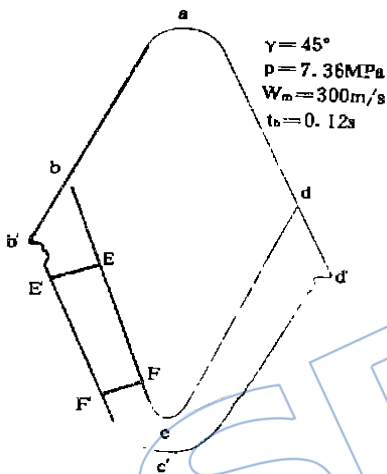


图 4 试验通道图

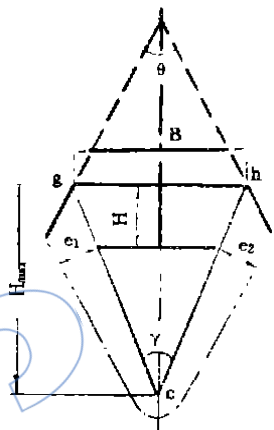


图 5 试验段通道计算简图

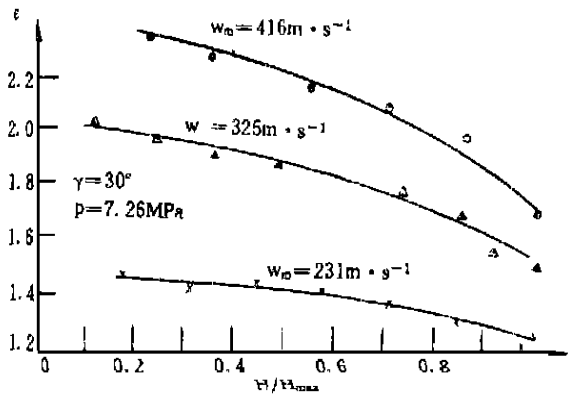


图 6 w_m 对侵蚀燃烧非均匀性的影响

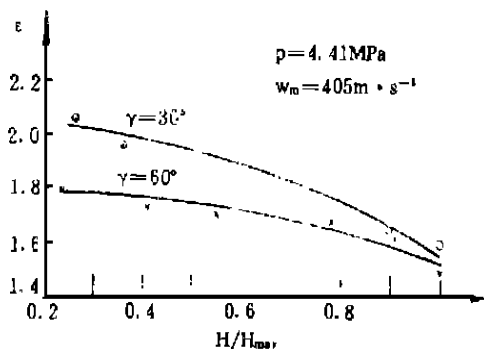


图 7 p 对侵蚀燃烧非均匀性的影响

研究侵蚀燃烧非均匀性规律，需要得出侵蚀比沿星角区深度方向的分布。取 $b-d$ 为基准线，以确定星角区深度尺寸 H ，如图 5 所示。在星角区进口宽度 B 一定时，大小不同的星角

γ 所对应的星角区最大深度 H_{max} 是不一样的。实验曲线的横坐标用无因次深度 H/H_{max} 表示。

每个深度 H 对应两个烧去肉厚 e_1 、 e_2 ，先求出二者的平均值 e ，将 e 除以燃烧时间 t_b ，求得 H 处的燃速 r 。再将该燃速 r 除以零流速下的燃速 r_0 ，就得到 H 处、即 H/H_{max} 处的侵蚀比 $\epsilon = r/r_0$ 。

对几十次实验数据处理之后，得出实验结果如下：(1) 在保持试件星角 γ 一定和燃气压强 p 一定的条件下，燃气平均流速 w_m 对星角区侵蚀燃烧非均匀性的影响如图 6 所示。由图可见，燃气平均流速 w_m 越高，则侵蚀效应越严重，并且侵蚀燃烧非均匀性越明显。(2) 由图 7 可看出，当 γ 角和 w_m 一定时，燃气压强 p 越高，侵蚀比 ϵ 越大，非均匀侵蚀越明显。(3) 由图 8 看出， w_m 和 p 一定时，星角 γ 越小，则星角区内侵蚀燃烧越不均匀。

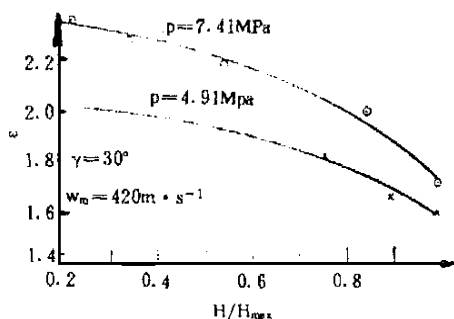


图 8 γ 角对侵蚀燃烧非均匀性的影响

二、理论分析

1. 流动控制方程 本文对流动作以下假设：

- (1) 燃气流动是定常的，气流是不可压缩的。
- (2) 气流是在等直通道内流动，不考虑试件的质量加入。

因为流经试验段的燃气流中，绝大部分是主装药产生的，试件产生的燃气量远远小于主装药的燃气量。作为一种简化问题的办法，可以忽略掉试件的质量加入。

不可压流的 $N-S$ 方程为：

$$\rho v_i / Dt = (-1/\rho) (\partial p / \partial x_i) + \gamma (\nabla^2 v_i)$$

按照上述假设，对于侧面没有质量加入的不可压缩流，在等直通道内其轴向流速 w 与坐标 z 无关，而且其它两个方向的流速 u 、 v 为零。于是对于定常流来讲，上述方程就成为：

$$(\partial^2 w / \partial x^2) + (\partial^2 w / \partial y^2) = (1/\mu) (\partial p / \partial z) \quad (1)$$

式中 ρ 、 μ 分别是燃气的密度和动力粘性系数。

解方程 (1) 的边界条件是 $w|_c = 0$ 式中 c 是试验段通道截面的周界。

$\partial p / \partial z$ 的确定：在我们现在所讨论的情况下，它等于流动的沿程损失。用一维流的方法来估计它，即

$$\Delta p / \Delta z = (\zeta / 2d_h) \rho w_m^2 \quad (2)$$

式中 ζ 是沿程损失系数， w_m 是燃气的平均流速， d_h 是通道的水力学直径。

实际计算中用给定的平均流速 w_m 做为已知条件，求出雷诺数 Re ，按 Blasius 公式或 Prandtl 方程估算 ζ ，再把 (2) 式代入离散后的方程 (1)。通过求解方程 (1)，得出 w 的分布。积分求出通道截面上的平均流速 w_{mc} ，将 w_{mc} 与给定的 w_m 作比较。若不满足误差要求，则重新选取 ζ ，重复上述计算，直至满足误差要求为止。

2. 流动控制方程的变换 利用 Thompson 变换将物理面转换为矩形域计算面并划分计算网格，物理面内的流动控制方程 (1) 也作相应的变换。计算面坐标用 (ξ, η) 来表示，物理平面坐标用 (x, y) 来表示。坐标变换关系为

$$\xi = \xi (x, y)$$

$$\eta = \eta (x, y)$$

坐标变换微分方程为

$$\xi_{xx} + \xi_{yy} = 0$$

$$\eta_{xx} + \eta_{yy} = 0$$

经变换后方程 (1) 变成:

$$\frac{\partial^2 w}{\partial \xi^2} (\xi_x^2 + \xi_y^2) + \frac{\partial^2 w}{\partial \eta^2} (\eta_x^2 + \eta_y^2) + 2 \frac{\partial^2 w}{\partial \xi \partial \eta} (\xi_x \eta_x + \xi_y \eta_y) = \frac{1}{\mu} \frac{\partial p}{\partial \xi} \quad (3)$$

方程 (3) 离散化后即可求解。

3. 计算结果 我们计算了星角 $\gamma = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ 时, 平均流速 w_m 分别为 400、300、100m/s 的速度分布。图 9 是一张试验段通道截面上的等速线分布图。图中每条等速线上标出的数字代表速度值, 单位是 m/s。从图 9 看出, 通道中部流速最高, 在试件和金属壳体表面流速为零。在星谷附近气流的速度和速度梯度较大, 在星尖附近气流的速度和速度梯度较小。在图 9 中截取 1、2、3 三个速度分布剖面, 如图 10 (a) 所示, 横坐标 s_n 是从图 9 取出的法向距离, 原点取在试件表面上。由图可见, 星谷附近的 1 剖面的速度梯度比星尖附近的 3 剖面的速度梯度大得多。图 10 (a、b) 中 $\beta = \text{tg}^{-1} (\partial v / \partial s_n)$, β 角代表燃烧表面的速度梯度, 而速度梯度与温度梯度相似, 温度梯度反映传至燃烧表面的热流, 所以 β 角也就反映了侵蚀燃速。($\beta_1 - \beta_3$) 的值代表从星谷区到星尖区侵蚀燃速的变化。图 10 (a) ($\beta_1 - \beta_3$) 的值比 (b) 的大, 这说明平均流速较高时, 侵蚀燃烧的非均匀性也较明显。

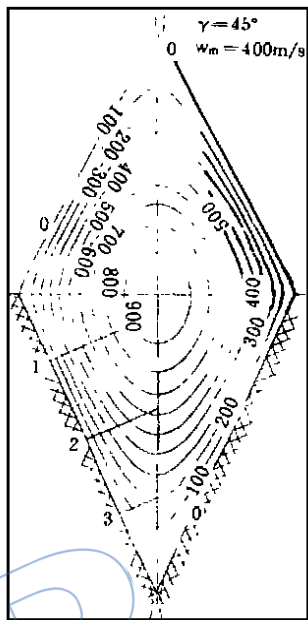


图 9 试验段通道中的等速线

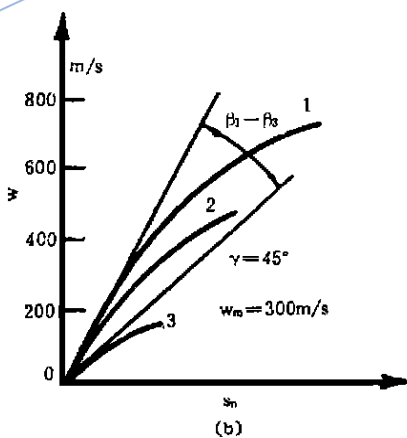
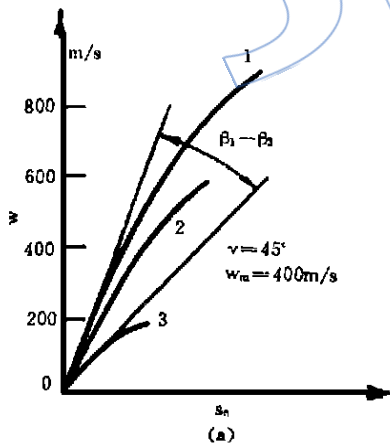


图 10 速度剖面

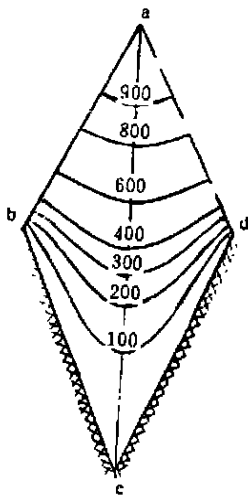


图 11 一个星角内的等速线分布图

由图 9 看出, 从星尖到星谷速度梯度逐渐增加到最大值, 然后又略有减小。图 6 至图 8 的实验曲线, 从星尖到星谷侵蚀比 ϵ 也是逐渐加大的, 其变化规律与计算出的速度梯度的变化规律相近。只是没有出现 ϵ 达最大值以后又略有下降的趋势。原因是实验用试件外侧粘有包复

层, 并且由于试件形状所限, 在星谷底附近, 即深度 H 很小处无法取得 t_b 时间内烧去肉厚 e 的值, 求不出燃速值, 所以画不出那段实验曲线。

从以上计算结果可以说明, 我们所得的实验曲线的变化规律是合理的。并且可以看出, 星形内孔装药的非均匀侵蚀燃烧主要是由于流场分布不均匀造成。

4. 实验器流场与星形内孔装药中流场计算的比较 实验中是取出装药的一个星角区来做成实验器。实验器的流通边界与星形内孔装药中一个星角区的流通边界是有差别的。在装药的一个星角区中, 图 5 的 ab 和 ad 边不是固体壁面, 而是两个对称面。其上速度不等于零, 而是速度梯度等于零。因此, 只要将 ab 和 ad 两个边的边界条件改成法向速度梯度等于零, 参照前述计算即可得出一个星角内的等速线分布如图 11 所示。图 12 是整个星形内孔装药内的等速线分布图。

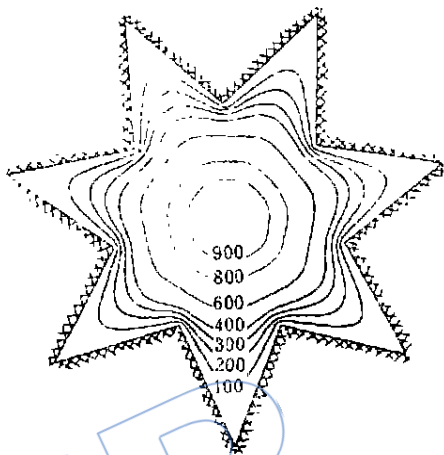


图 12 星形内孔装药的等速线分布图

比较图 11 和图 9 可看出, 在燃烧周界包围的三角形区域内, 即 bcd 区内, 两种流场分布规律是相似的。特别是在燃烧表面附近的流场分布规律更相近。所以在实际星形内孔装药中, 我们的实验所揭示的不均匀侵蚀燃烧的基本规律仍是客观存在的。

从图 12 可见, 沿燃烧周界的速度分布是不均匀的。星谷区的速度和速度梯度最大, 星尖区的速度和速度梯度最小。因而可予測, 在完整星形内孔装药中星谷区的侵蚀燃速大于星尖区的侵蚀燃速。沿装药燃烧周界存在侵蚀燃烧的非均匀性, 并且这种非均匀性的规律与我们实验的相似。利用图 12 的流场分布可以解释文献 [1] 所给出的发动机装药中的非均匀侵蚀燃烧现象。

三、结 论

本文的实验结果与理论计算两者在规律上的一致性, 证明了本文所采用的实验方法和理论模型是合理的。

星形内孔装药中沿燃烧周界上的侵蚀燃速分布不均匀, 星谷区的燃速大于星尖区的燃速。侵蚀燃烧不均匀程度与燃气平均流速, 燃气压强以及星角大小有关。

产生非均匀侵蚀燃烧的主要原因是星形内孔装药中的速度分布不均匀。

对于高装填密度的异形内孔装药, 在内弹道计算中应当考虑到非均匀侵蚀燃烧的影响。包括两方面: 1. 沿燃烧周界燃速分布不均匀; 2. 燃烧周界的变化规律与平行层规律不一致。

参 考 文 献

- [1] Williams, F. A., Huang, N. C., Barrere, M., “固体推进剂火箭发动机的基本问题”(下册), 国防工业出版社, pp31~32, 1976 年。

NONUNIFORM EROSION BURNING IN STAR-CORE GRAIN IN A SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINE

Xu Shaomin and Li Fengliang

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The experimental investigation of erosive burning in one lobe of the star-core grain in a solid-propellant rocket engine was carried out. The experimental results show that the erosive burning rate in the star recess is higher than that at the star point. The nonuniformity of erosive burning is dependent on the average flow velocity parallel to the burning surface, the chamber velocity parallel to the burning surface, the chamber pressure and the geometry of the cross-section. From comparison between the calculational results and experimental data it is concluded that the nonuniformity of the erosive burning comes mainly from the nonuniformity of the velocity distribution.

EFFECT OF CATALYSTS ON THERMAL DECOMPOSITION OF HMX/ AP/ HTPB PROPELLANT

Zhu Hui and Zhang Reng

(*National University of Defence Technology*)

ABSTRACT

The effects of some catalysts on the thermal decomposition of HMX/ AP/ HTPB propellant are studied with the differential scanning calorimetry (DSC). The experiments demonstrate that the mixture of HMX/ AP/ = 1/1 (weight) has specific decomposition characteristics. The catalysts (such as PbO_2 , $\text{Na}_2\text{S}_2\text{O}_8$, Fe_3O_4 , CO_2O_3 and $\text{Pb Cr}_2\text{O}_4$) which are able to increase the burning rate of the propellant, primarily raise the chemical reaction rate in gaseous phase.

PARTIAL SIMILARITY AND A REAL-TIME MODEL OF TWIN-SPOOL GAS TURBINE

Wang Xueyu, Zhu Xingjian

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

Partial similarity of twin-spool gas turbine means that the high pressure rotor can be considered as a single-spool gas turbine operating under a specific circumstance, the high and low pressure turbines and exhaust nozzle are considered a single components of a combination. In formulation of a real-time gas turbine model, this method reduces dimensions of the dynamic parameters of the model. Therefore, calculation speed and accuracy of the model are good enough for real-time modeling. Thus the model is capable of microcomputer digital control of gas turbine and of real-time estimation of malfunctioned parameters in the gas turbine monitoring system.