

炮口二次燃烧的正激波点火模型

许厚谦

(华东工学院)

摘要 本文提出了考虑炮口激波结构中的正激波强度、化学动力学和湍流射流混合的预测炮口二次燃烧点火的模型,得到了与实验相一致的结果。

关键词 炮口流场 燃烧 二次炮口焰

1.引言

枪炮发射时,弹丸离开膛口以后,膛内高压火药气体喷出,在膛口形成一高度欠膨胀射流,内含包括马赫盘(类似于正激波)的瓶状激波结构(参看图1,波系形成机理详见文献[1])。膛内流出的火药气体中含有大量的可燃成分(约50%的 H_2 和 CO),它们经过马赫盘时受到再压缩,加上环境 O_2 的存在,将在马赫盘下游形成二次炮口焰。人们早已注意到二次燃烧的点火与马赫盘的存在有很大的关系,因而,在建立预测炮口二次燃烧点火的模型时,都考虑了马赫盘的影响。但现有的预测模型,或是仅仅考虑了马赫盘对气流的再压缩使火药气体热力学参数发生了变化,而没有考虑化学反应的影响^[2]。或是未考虑马赫盘下游的流动特征^[3]。因此,只能根据马赫盘后火药气体与环境空气混合后的温度来判别二次焰能否产生。本文的模型考虑了正激波(马赫盘)强度、化学反应和马赫盘下游流动特征诸因素,得出了作为化学动力因素和流体动力因素的综合函数的着火条件。

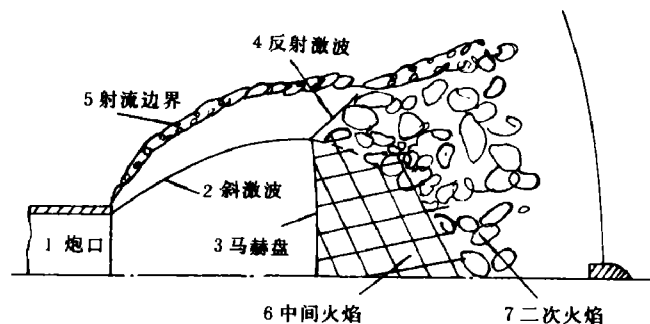


图1 炮口流场示意图

Fig.1 Schematic diagram of muzzle flow field.

1.Muzzle, 2.Oblique shock, 3.Mach disk, 4.Reflected shock,
5.Jet boundary, 6.Intermediat flash, 7.Secondary flash

1988年12月15日收到原稿,1989年6月28日收到修改稿。

2. 预测模型

参看图 2, 把马赫盘下游的流动视为炮口流场中的另一个非等温湍流射流。射流核心是通过马赫盘的火药气流, 流速低但温度高, 伴随流是通过斜激波的气流, 流速高但温度低。

由于射流核心区的温度比边界层中的温度高得多, 所以, 在射流的内边界上, 径向温度梯度 $\partial T / \partial r < 0$ 。但伴随流中的火药气体混合物中已含有扩散进来的 O_2 , 故在靠近核心区的边界层区域中, 由于核心区热气流的加热, 约占火药气体 50% 的可燃成分 H_2 和 CO 将与 O_2 发生链分枝反应。如果温度足够高, 将使链分枝速度超过链中断速度, 导致反应自动加速, 造成释放出的化学能不断积累, 使反应区中的温度逐渐上升。在射流的某断面 x_i 处, 内边界上的径向温度梯度 $(\partial T / \partial r)|_{x_i}$ 达到零值。过了 x_i 断面以后, 将有 $(\partial T / \partial r)|_{x > x_i} > 0$, 即湍流射流边界层中的气流不再接受射流核心区热气流的加热, 相反地把热量传向核心区。这表明边界层中的化学反应已相当剧烈, 着火将发生。因此, 近似地认为着火条件就是射流内边界上温度梯度为零所满足的流动条件。

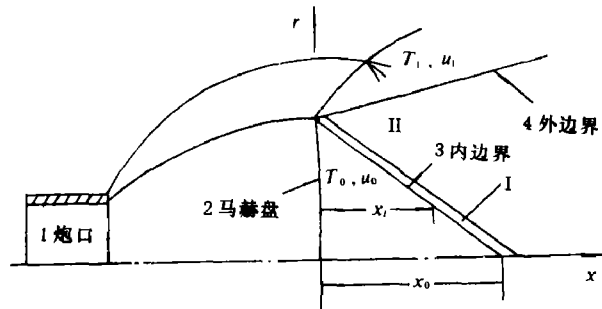


图 2 二次焰点燃预测模型示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the model for predicting secondary flash onset

1. Muzzle, 2. Mach disk, 3. Inner boundary, 4. Outer boundary

采用准定常假设, 则湍流射流边界层的能量方程可以写成如下形式:

$$\rho u c_p \frac{\partial T}{\partial x} + \rho v c_p \frac{\partial T}{\partial r} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\lambda_r r \frac{\partial T}{\partial r} \right) - \sum_s \dot{w}_s h_s \quad (1)$$

式中, \dot{w}_s 、 h_s 分别为混合气体中 s 组分的生成率和焓, λ_r 为湍流导热系数, c_p 为混合气体的定压比热。

参看图 2, 把射流边界层分为两个区域: I 区为靠近射流内边界的薄层, 由于高温射流核心的加热, 温度高但流速低, 故在此区域中忽略对流而考虑化学反应; II 区为除 I 区外的整个边界层区域, 流速较高但温度低, 化学反应的影响较小, 故在该区域中忽略化学反应而考虑对流。因而, 有

在 I 区中,

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\lambda_r r \frac{\partial T}{\partial r} \right) = \sum_s \dot{w}_s h_s \quad (2)$$

在 II 区中,

$$\rho u c_p \frac{\partial T}{\partial x} + \rho v \frac{\partial T}{\partial r} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\lambda r T \frac{\partial T}{\partial r} \right) \quad (3)$$

I 区和 II 区的连接条件:

$$\left(\frac{\partial T}{\partial r} \right)_i = \left(\frac{\partial T}{\partial r} \right)_u \quad (4)$$

边界条件

$$\left. \begin{array}{l} \text{在内边界上} \quad r = r_m, \quad T = T_0, \quad u = u_0 \\ \text{在外边界上} \quad r = r_{ex}, \quad T = T_1, \quad u = u_1 \end{array} \right\} \quad (5)$$

$$\text{在着火点} \quad \left(\frac{\partial T}{\partial r} \right)_{x_0, r_m} = 0 \quad (6)$$

因为反应区很薄, 故在 I 区中可以近似地认为 λ_r 与 r 无关, 即 $\lambda_r \approx \lambda_0$, λ_0 为核心区导热系数。由 (2) 式和 (6) 式可以得到

$$\left(\frac{\partial T}{\partial r} \right)_{i, x_0} = - \sqrt{2 \int_{T_1}^{T_0} \frac{\sum_i \dot{w}_i h_i}{\lambda_0} dT} \quad (7)$$

式中 T_i 为 I 区和 II 区界面上的温度, 由于在 II 区中忽略化学反应, 故在 (7) 式中可以取 $T_i = T_1$ 。

着火前, II 区的温度可近似地采用线性分布^[4]

$$\frac{T - T_1}{T_0 - T_1} = \frac{r_c - r}{b} \quad (8)$$

式中 b 为射流边界层厚度, 且

$$b = -c \frac{1-m}{1+m} x \quad (9)$$

式中, $m = u_1/u_0$, $c = 0.2 \sim 0.3$ 。

由式 (8) 可得

$$\left(\frac{\partial T}{\partial r} \right)_u = - \frac{T_0 - T_1}{b} \quad (10)$$

由 Prandtl 湍流模型, 导热系数 λ_0 为

$$\lambda_0 = 2c_1 \rho_0 c_1 b |u_0 - u_1| \quad (11)$$

式中 $c_1 = 0.0128$

由 (7)、(9)、(10) 和 (11) 式易得着火距离

$$x_i = \frac{c_1 \rho_0 c_{p0} (u_1 + u_0) (T_0 - T_1)^2}{c \int_{T_0}^{T_1} \sum_i \dot{w}_i h_i dT} \quad (12)$$

射流初始段长度 x_0 可按下列式确定^[5]

$$x_0 = \frac{(1+m)r_0}{c(1-m)\sqrt{0.214+0.144m}} \quad (13)$$

式中 r_0 是射流出口半径, 这里即为马赫盘半径, 可按下面的半经验公式^[5]确定

$$r_0 = 0.49 M_e \left(\gamma \frac{p_e}{p_\infty} \right)^{1/2} r_e \quad (14)$$

式中 r_e 为炮中断面半径, p_e , M_e 分别为炮口压力和马赫数, γ 为火药气体比热比, p_∞ 为环境压力。

当炮口流动条件确定后, 即可按文献 [5] 给出的公式计算出 T_1 、 u_1 、 T_0 、 ρ_0 和 u_0 , 然后根据装药的组分及可能发生的化学反应计算出各组分的生成率 \dot{w}_i , 再按 (12) 式和 (13) 式即可算出着火距离 x_i 和射流初始段长度 x_0 。如果 $x_i > x_0$, 表明在射流初始段内, 内边界上不可能出现零值温度梯度, 而在射流混合段内, 大量环境冷气流扩散混合进来, 将使混合气体的温度大大降低, 反应物浓度大大降低, 化学反应不再会自动加速, 二次焰不会形成。所以炮口二次焰点燃的判别条件可表示为

$$\begin{cases} x_i \geq x_0 & \text{二次焰被抑制} \\ x_i < x_0 & \text{二次焰点燃} \end{cases} \quad (15)$$

3. 预测计算结果

本文用上述模型对 12.7 mm 高射机枪的光枪管及带筒形消焰器的三种情况, 进行了膛口二次焰点燃的预测计算, 计算结果如表 1 所示, 与实弹射击拍摄的炮口焰照相结果相符。

表 1 膛口二次燃烧点燃的预测计算结果与实验结果

Table 1 Predicted and tested results of secondary muzzle flash onset

膛口装置	出口直径 (mm)	出口 压力比	马赫盘直径 (mm)	x_i (mm)	x_0 (mm)	预测 结果	实 验 结 果
光枪管	12.7	560	164	8	354	点焰	有二次焰
筒形消焰器	32	22	232	90	506	点焰	有二次焰
筒形消焰器	52	5	216	3427	482	抑制	无二次焰

参 考 文 献

- [1] 李鸿志, 发射气体动力学, 华东工学院, 内部教材 (1982).
- [2] May, I.W., Einstein, S.L., Prediction of Gun Muzzle Flash. ARBRL-TR-02229, Aberdeen Proving Ground. (1980).
- [3] Yousefian, V., May, I.W., Heimerl, J.M., Modeling the Occurance of Muzzle flash in Guns. 17th JANNAF Combustion Meeting, CPLA Publication. (1980), 329.
- [4] 谢象春, 湍流射流理论与计算, 科学出版社, (1975), 125~134.
- [5] Schmidt, E.M., Secondary Combustion in Gun Exhaust Flow. AD A107 312, (1981).

A MODEL OF THE NORMAL SHOCK IGNITING OF THE SECONDARY GUN MUZZLE FLASH

Xu Houqian

(*East China Institute of Technology*)

ABSTRACT Among available models for predicting the secondary muzzle flash onset, some haven't dealt with the reactions in the muzzle flash area, and some haven't considered the flow characteristics downstream the Mach disk. Therefore, these models predict the secondary muzzle flash onsets only according to the gas temperature behind the Mach disk. This paper presents a new ignition model for predicting the secondary muzzle flash onset in which the strength of the normal shock in the muzzle blast structure, chemical kinetics and turbulent jet are considered.

The flow of downstream of the Mach disk is considered as a nonisothermal turbulent jet with chemical reaction in the model. The jet core is the propellant gas passing through the Mach disk with slower flow speed and higher temperature while the surrounding stream is the flow of the mixture of the propellant gas passing through the oblique shock with higher speed and lower temperature. The jet boundary layer is divided into two layers (see Fig.1): the inner layer I is the very thin one adjacent to the jet core, and the layer II outside layer I. The convection may be neglected as the gas velocity in the layer I is much lower than that in the layer II, and the reactions are neglected in the second layer as the temperature of the gas in that region is much lower than that in Layer I. Based on these assumptions, the ignition distance (the axial distance from the Mach disk to the point at which secondary flash will be ignited) was derived from the equation of energy of the turbulent jet boundary layer with reaction, and the ignition condition of the secondary muzzle flash was also obtained according to the feature of the high underexpanded muzzle jet.

The author of this paper has used this model to predict the secondary muzzle flash of the 12.7mm rifle and cylindrical flash suppressors. The predicting results are in accordance with the experiments.

KEY WORDS muzzle flow field, combustion, secondary muzzle flash.