

复合推进剂侵蚀燃烧特性的 $k-\epsilon$ 参数表征

张 宜 夏祥兴 李宜敏

摘 要

本文从推进剂侵蚀燃烧机理分析出发, 综合片型装药发动机中止燃烧试验与相应的燃烧室内流场N-S方程组STMPLE方法数值分析的特点, 导出一种由燃面上 k^2/ϵ 和 p 参数表述推进剂侵蚀特性的新方法, 并成功地应用于4B丁羟复合药侵蚀特性的研究中。

主题词: 侵蚀燃烧, 复合推进剂, 燃烧试验, 性能分析, 参数分析。

一、问题的提出

复合推进剂的侵蚀燃烧主要是由推进剂燃烧表面附近的反应区域中进行的化学、物理过程与流动之间的相互作用决定的。在燃面附近的气相中, 从燃气流动的边界层来看有层流底层, 从燃烧反应来看有气相反应区。推进剂热分解的中间产物进入反应区燃烧, 形成高温火焰, 又把热量不断地反馈到推进剂燃面上。气相反应区结构及其输运特性决定了向燃面的热量、动量和质量输运, 进而决定推进剂燃速。当燃面上的加质流动形成湍流, 湍流动能 k 和粘性耗散 ϵ 竞争而 k 占优势且顺流发展到一定程度后, 湍流就会影响气相反应区输运特性, 增加向燃面热反馈的输运速率, 从而提高推进剂燃速, 形成侵蚀效应。湍流又加快了反应物之间掺混速度, 使高温火焰更加靠近燃面, 也使推进剂燃速增快。另一方面, 如果层流底层厚度增大, 气相反应区厚度变薄, 则湍流对反应区的影响减小, 阻碍燃速的增加。这就启发我们, 侵蚀燃烧的主要影响因素分为两类: 一是由 k 和 ϵ 组合影响造成的湍流侵入气相反应区, 这点可由湍流动力粘性系数看出。 $\mu_t = C_D \rho k^2 / \epsilon$, ρ 是气体密度。 L_v 数和 S_v 数在侵蚀燃烧中均取1, 此时输运特性(包括导热系数)可由 μ_{eff} 描述。另一方面是气相反应区厚度, 在推进剂配方确定时, 由压力控制。由燃气状态方程知, 气流密度 ρ 也是直接与压力 p 相关的。

回顾一下侵蚀燃烧特性曲线拟合的历史可知, 由流速单独表述侵蚀比 $\epsilon_1 = f(u)$, 密流表述 $\epsilon_1 = f(\rho u)$, 直至目前流行的 $\epsilon_1 = f(pu)$ 。人们对 ϵ_1 曲线拟合的出发点上存在了如下缺陷: 第一, 没有进一步揭示 p 和 u 对 ϵ_1 的具体作用方式, 即没有及时地将理论分析成果, 诸如气动热化学方法的思想与工程实际中的 ϵ_1 曲线拟合直接关联。第二, 所用压力 p 和流速 u 都是一维流动假设下的参数, 实际上影响推进剂侵蚀特性的是燃烧表面处的流场参数。由此导致 ϵ_1 曲线拟合的精度和适用范围上的不足。本文针对这个问题, 提出将发动机试验与相应的燃烧室内流场数值模拟相结合, 用燃面上压力 p 、湍流动能 k (J/kg)和粘性耗散率 ϵ (J/kg·s)的组合参数 k^2/ϵ 来表述推进剂侵蚀燃烧特性参数 ϵ_1 的做法。

考虑到固体火箭发动机燃烧室内流由很短的初始段和增厚段即转入完全发展段，用加质附面层假设不可能准确描述燃烧室内流场的完整结构。本文在燃烧室内流计算中放弃了加质附面层假设，而采用全流场的粘性加质流N-S原参数方程组的数值解析。试验采用片型装药发动机中止燃烧法。

二、用燃面上 k - ϵ 参数表述推进剂的侵蚀燃烧特性

1. 试验装置及数据测定

片型装药试验发动机见图1。每次试验可同时从燃气通道轴线上分布的8个测压点上测出8条 p - t 曲线，由此确定燃气通道内轴线上压力分布，为验证燃烧室内流场数值计算结果和表述推进剂侵蚀特性奠定基础。

用中止燃烧法测定燃速沿轴向分布。

试验参数范围：头部压力 $p_0 = 38.5 \sim 85.1 \times 10^5 \text{Pa}$ ，流速 $u = 0 \sim 700 \text{m/s}$ 。

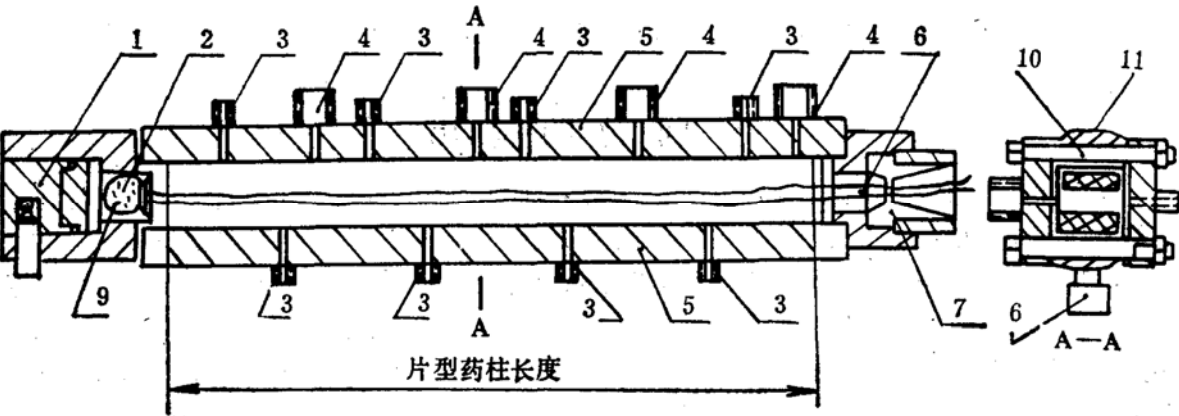


图1 片型装药发动机结构简图

1.头部打开机构 2.头部测压孔 3.高压水喷射孔 4.测压孔 5.盖板甲 6.盖板乙 7.喷管组件 8.喷管进口测压孔 9.点火药 10.片型药柱 11.发动机本体

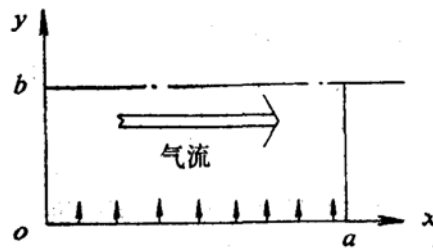


图2 流动图画

2. 片型装药发动机燃烧室内流场的数值分析

流动模型及坐标系取法见图2。

(1) 基本假设

- a. 流动是二维准定常的；
- b. 主流与加质流物性相同；
- c. 湍流是各向同性的，不计彻体力；
- d. 加质湍流通过对燃面上输运过程影响而影响推进剂燃速。

采用湍流动能 k 和粘性耗散率 ϵ 方程（二方程模型）封闭全流场N-S时均化方程组。

(2) 控制方程组

$$\begin{aligned}
& \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) = 0 \\
& \frac{\partial}{\partial x}(\rho u^2) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho uv) = \frac{\partial}{\partial x}\left(\mu_{eff} \frac{\partial u}{\partial x}\right) + \\
& \frac{\partial}{\partial y}\left(\mu_{eff} \frac{\partial u}{\partial y}\right) - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x}\left(\mu_{eff} \frac{\partial u}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\mu_{eff} \frac{\partial v}{\partial x}\right) \\
& \frac{\partial}{\partial x}(\rho uv) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v^2) = \frac{\partial}{\partial x}\left(\mu_{eff} \frac{\partial v}{\partial x}\right) + \\
& \frac{\partial}{\partial y}\left(\mu_{eff} \frac{\partial v}{\partial y}\right) - \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x}\left(\mu_{eff} \frac{\partial v}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\mu_{eff} \frac{\partial v}{\partial y}\right) \\
& \frac{\partial}{\partial x}(\rho u \tilde{h}) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v \tilde{h}) = \frac{\partial}{\partial x}\left(\frac{\mu_{eff}}{\sigma_h} \cdot \frac{\partial \tilde{h}}{\partial x}\right) \\
& + \frac{\partial}{\partial y}\left(\frac{\mu_{eff}}{\sigma_h} \cdot \frac{\partial \tilde{h}}{\partial y}\right) \\
& \frac{\partial}{\partial x}(\rho uk) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho vk) = \frac{\partial}{\partial x}\left(\frac{\mu_{eff}}{\sigma_k} \cdot \frac{\partial k}{\partial x}\right) \\
& + \frac{\partial}{\partial y}\left(\frac{\mu_{eff}}{\sigma_k} \cdot \frac{\partial k}{\partial y}\right) + \mu_{eff} \left\{ 2 \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right] \right. \\
& \left. + \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right\} - C_D \rho \varepsilon \\
& \frac{\partial}{\partial x}(\rho u \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x}\left(\frac{\mu_{eff}}{\sigma_\varepsilon} \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial x}\right) + \\
& \frac{\partial}{\partial y}\left(\frac{\mu_{eff}}{\sigma_\varepsilon} \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial y}\right) + C_{1\varepsilon} \mu_{eff} \left\{ 2 \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right] \right. \\
& \left. + \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right\} / k - C_{2\varepsilon} \rho \varepsilon^2 / k
\end{aligned}$$

$$p = \rho RT$$

$$\mu_{eff} = \mu_L + C_\mu \rho k^2 / \varepsilon$$

$$\tilde{h} = h + (u^2 + v^2) / 2$$

$$\begin{array}{llll}
\text{其中: } \sigma_h = 1 & \sigma_k = 1 & C_D = 0.09 & C_\mu = 0.09 \\
\sigma_\varepsilon = 1.30 & C_1 = 1.43 & C_3 = 1.92 &
\end{array}$$

(3) 边界条件

给出: $x = 0$ 处固体壁面条件, $y = 0$ 处燃烧加质面条件, $y = b$ 处对称面条件, $x = a$ 处出口条件, 在保证质量连续的条件下直接外推。

(4) 数值分析采用 SIMPLE 方法。

3. 试验与计算结果

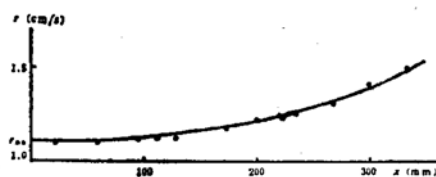
以4B丁羟复合固体推进剂作为具体研究对象。

表 1 4B 推进剂的主要参数

型号	密 度	燃 烧 温 度	比 热 比	分 子 量	燃速仪中燃速
4 B	1.795g/cm ³	3240 K	1.13	28.69	$p = 56.72 \text{ MPa}$ $n = 0.4$ $r = 11.5 \text{ mm/s}$

(1) 试验发动机中无侵蚀燃速

即使无侵蚀气流作用时, 由于燃烧条件不同, 试验发动机中无侵蚀燃速 r_m 也不同于燃速仪中药条的燃速 r_0

图 3 $r_x - x$ 曲线

试经得出发动机中无侵蚀燃速:

$$r_{m0} = 0.2701 p^{0.3907} \text{ cm/s} \quad (20^\circ\text{C})$$

相关系数 $r_{xy} = 0.9995$

$$r_{m0}/r_0 = 1.1749/p^{0.0097} \quad (20^\circ\text{C})$$

(2) 发生侵蚀的界限条件

侵蚀燃烧试验发动机中复合药的燃速沿轴向坐标 X 分布曲线见图 3。每发试验得出一条这种曲线, 并确定一个 x_{th} :

$$x_{thi} = \max\{x | r/r_{m0} \geq 1\}$$

将各发试验的燃烧室内流场数值计算结果中对应的 x_{thi} 处燃面上压力 p 、湍流动能 k 和粘性耗散率 ε 取出, 得到侵蚀发生的界限条件为:

$$(k^2/\varepsilon)_{th} = 0.2649/p^{0.4588}$$

相关系数 $r_{xy} = 0.9998$

(3) 用燃面上 $k-\varepsilon$ 参数表述 4B 药侵蚀燃烧特性

如前所述, 影响推进剂侵蚀燃烧的因素在推进剂给定条件下主要分为两类: 一是 k^2/ε , 另一是 p 。因而, 本文用燃面上 k^2/ε 和 p 参数表述 4B 药侵蚀特性关系为:

$$\varepsilon_1 = 1 + k_0 p^{k_1} \left[\frac{k^2}{\varepsilon} - \left(\frac{k^2}{\varepsilon} \right)_{th} \right] k_2 \cdot \delta \left[\frac{k^2}{\varepsilon} - \left(\frac{k^2}{\varepsilon} \right)_{th} \right]$$

$$\text{其中} \quad \delta(k^2/\varepsilon - (k^2/\varepsilon)_{th}) = \begin{cases} 1 & k^2/\varepsilon > (k^2/\varepsilon)_{th} \\ 0 & k^2/\varepsilon \leq (k^2/\varepsilon)_{th} \end{cases}$$

将侵蚀比 ε_1 关系式变换成如下形式进行二元线性回归:

$$\ln(\varepsilon_1 - 1) = \ln k_0 + k_1 \ln p + k_2 \ln[k^2/\varepsilon - (k^2/\varepsilon)_{th}]$$

回归数据的取定以 $k^2/\varepsilon > (k^2/\varepsilon)_{th}$ 为条件。

回归结果是:

$$\varepsilon_1 = 1 + 3.7023 \times 10^7 p^{0.4698} \left[\frac{k^2}{\varepsilon} - \left(\frac{k^2}{\varepsilon} \right)_{th} \right]^{6.8287} \cdot \delta \left[\frac{k^2}{\varepsilon} - \left(\frac{k^2}{\varepsilon} \right)_{th} \right] \quad (20^\circ\text{C})$$

三、试验印证

将 4B 复合固体推进剂侵蚀特性的 $k-\varepsilon$ 参数统计预估关系式综述如下:

$$\varepsilon_1 = 1 + 3.7023 \times 10^7 p^{0.4698} \left[\frac{k^2}{\varepsilon} - \left(\frac{k^2}{\varepsilon} \right)_{th} \right]^{6.8287} \cdot \delta \left[\frac{k^2}{\varepsilon} - \left(\frac{k^2}{\varepsilon} \right)_{th} \right]$$

其中:
$$\delta(k^2/\varepsilon - (k^2/\varepsilon)_{th}) = \begin{cases} 1 & k^2/\varepsilon > (k^2/\varepsilon)_{th} \\ 0 & k^2/\varepsilon \leq (k^2/\varepsilon)_{th} \end{cases}$$

$(k^2/\varepsilon)_{th} = 0.2649/p^{0.4588}$, $r_{m0} = 0.2701p^{0.3907}$, $t = 20^\circ\text{C}$

表 2. 试验与计算结果对比

Ni	$x(\text{mm})$	$k \times 10^{-3}$	$\varepsilon \times 10^{-8}$	$p(\text{MPa})$	$k^2/\varepsilon \times 10^2$	$(k^2/\varepsilon)_{th} \times 10^2$	ε_1 试验	ε_1 计算	$\frac{ \varepsilon_{1\text{试}} - \varepsilon_{1\text{计}} }{\varepsilon_{1\text{试}}}$
1	120.0	4.930	3.281	84.54	7.4078	3.4589	1.082	1.078	0.0037
2	160.0	5.328	3.668	84.18	7.7392	3.4657	1.130	1.132	0.0018
3	200.0	5.567	3.907	83.71	7.9323	3.4747	1.168	1.176	0.0068
4	220.0	5.729	4.074	83.44	8.0563	3.4798	1.199	1.211	0.0100
5	260.0	5.851	4.202	83.13	8.1471	3.4858	1.228	1.238	0.0081
6	280.0	5.949	4.306	82.76	8.2189	3.4929	1.250	1.261	0.0088
7	300.0	6.031	4.394	82.38	8.2779	3.5003	1.287	1.281	0.0046
8	320.0	6.101	4.470	81.97	8.3271	3.5083	1.315	1.311	0.0030

四、结 论

1. 从推进剂侵蚀燃烧机理看来, 直接用燃面上 k - ε 和 p 参数而非一维平均流参数表述推进剂侵蚀燃烧特性的做法是合理且直观的。

2. 这一做法提供了由缩比发动机侵蚀特性研究结果准确预估实际全尺寸发动机侵蚀特性的新途径。

3. 该方法试验与计算工作量均较小, 只需对全尺寸发动机燃烧室流场进行数值分析, 并将结果代入由缩比发动机试验与数值分析得出的关系式 $\varepsilon_1 = f(k^2/\varepsilon, p)$ 中进行计算即可。易于在工程设计中应用。

参 考 文 献

- (1) Razdan, M.K. and Kuo, K.K., Turbulent Flow Analysis of Erosive Burning of Cylindrical Composite Solid Propellants, AIAA Journal, vol.20, Jan.1982.
- (2) King, M.K., Erosive Burning of Composite Solid Propellants, AFOSR-TR-81-395.
- (3) Arora, R. and Kuo, K.K., Near Wall Treatment for Turbulent Boundary-Layer Computations, AIAA-81-1001R.
- (4) 李宜敏, 夏祥兴, 满家珠等: ST型复合推进剂的侵蚀燃烧特性, 北京航空学院科研报告, BH-B1854, 1984.7.
- (5) 北航四〇三教研室片形装药侵蚀组: 4B 丁羟复合固体推进剂侵蚀特性试验研究, 1986.10.试验报告。
- (6) 张宜: 4B 复合固体推进剂侵蚀燃烧试验与数值研究, 硕士学位论文, 北京航空学院四系, 1986.12.
- (7) Pun, W.M., 2D Elliptic Flow Analysis and Computation 1984.4.

zzle, velocity and other factors on losses are studied. Then the optimum shape of re-entry duct and the optimum match of re-entry duct with nozzle are given.

Keywords: Turbine, Inlet, Reusable equipment, Test, Research

EXPRESSION OF EROSIVE BURNING CHARACTERISTICS OF COMPOSITE PROPELLANT USING $k-\epsilon$ PARAMETER

Zhang Yi Xia Xianxin Li Yiming

Abstract

From the erosive combustion mechanism of solid propellant and combining interrupting burning test of the slab-grain motor with the numerical analysis of the correspondent flow field inside combustion chamber by SIMPLE method, a new method which expresses erosive burning characteristics of solid propellant using the parameters of k^2/ϵ and p on the propellant burning surface was presented. The method was successfully used in the erosive burning study of 4B composite solid propellant, and was confirmed by experiments.

Keywords: Erosive burning, Composite propellant, Combustion test, Performance analysis, Parameter analysis

CHARACTERISTIC STUDY OF COMBUSTION FOR AMMONIUM PERCHLORATE/NITRAMINE COMPOSITE PROPELLANTS

Peng Peigen

Abstract

In this paper, the energy and the combustion characteristics of ammonium perchlorate/nitramine composite propellants were theoretically analysed and experimentally examined. A range of composition was provided for studying the formulation of high energy, low ablation, minimum smoke, low pressure exponent propellants as well as low burning rate gas producer. It was also pointed out that problem of DDT does not exist for the nitramine composite propellants.

Keywords: Combustion performance, Ammonium nitrate propellant, Composite propellant, Formulation, Design