

文章编号: 1000-8055(2000) 02-0201-04

固体燃料冲压发动机燃速理论分析与数值模拟*

谭建国 陈小前 杨 涛 张为华
(国防科学技术大学 一系, 湖南 长沙 410072)

摘要: 从理论和数值模拟两方面探讨了固体燃料冲压发动机(SFRJ)燃速影响因素, 给出了平均燃速与入口空气流量、空气温度以及燃烧室压强之间的指数关系式, 同时考虑了燃速沿轴向的变化。与实验数据的比较表明, 本文提出的模拟方法是正确而且可靠的。所得结果对于固体燃料冲压发动机设计和实验均具有一定指导意义。

关键词: 固体燃料; 燃烧; 数值模拟

自由词: 固体燃料冲压发动机

中图分类号: V 435+ . 12

文献标识码: A

1 引言

燃速是固体燃料冲压发动机研究中最关注的性能参数。突扩台阶(如图 1)使得在附着点前后存在不同燃烧机理。G. Schulte 指出^[1]: 在回流区, 由于湍流和涡旋作用, 氧化剂和燃烧剂可以充分混合, 因而反应受动力学控制; 在附面层, 反应受扩散控制。同时附着点位置与燃烧及流动状况有关。这就给燃速的理论分析和数值模拟带来了较大困难, 特别是建立在静止流场中的燃烧模型和零维内弹道模型明显与实际不符。

本文从流动和燃烧两方面考虑了燃速影响因素, 应用 PHOENICS 软件, 模拟了以 HTPB 为燃料的固体燃料冲压发动机的二维流动燃烧情况, 以期能够获得较准确的平均燃速及燃速沿轴向的分布。本文还将模拟值与实验值进行了比较, 以检验数值模拟的准确性。

2 理论分析

对于图 1 所示的发动机内流场, 引入以下简化假设: (1) 燃烧及流动均为定常单相流, 气体为理想气体; (2) 推进剂燃速符合阿累尼乌斯热分解

公式, 燃速依赖于气相向固相表面的传热。热传递仅考虑对流, 不考虑辐射; (3) 燃烧不改变流动状况。燃料气体和空气流之间的扩散系数为常数; (4) 化学反应为简单反应, 速度无限快, 因而推进剂的消耗由扩散控制。

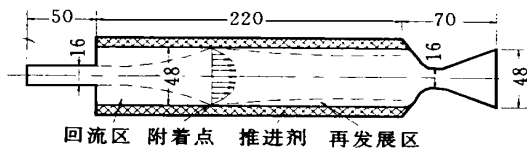


图 1 固体燃料冲压发动机结构和流场示意图

首先从燃烧方面考虑。固壁吸收的热量一部分用于加热燃料使之达到汽化温度, 另一部分用于补偿汽化吸收的热量。燃料汽化后, 只能够通过扩散与氧气混合并发生反应, 扩散时间可以用 Einstein 经典表达式计算。于是, 在壁面附近, 一方面由壁面推进剂燃烧传来燃气, 一方面通过扩散消耗燃气。平衡状态时, 通过计算扩散速率, 即可知道燃烧速率为(详细推导参见文献[2]):

$$r \propto p^{1/3} \quad (1)$$

其次从流动方面考虑, 传给壁面的热量为:

$$q_w = h(T_s - T_r) =$$

收稿日期: 1999- 04- 08; 修订日期: 1999- 08- 24

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59606010)

作者简介: 谭建国(1974-), 男, 国防科学技术大学一系, 硕士研究生

$$\dot{m}[c_s(T_s - T_0) + Q_s] \tag{2}$$

式中： $\dot{m}$ 是单位时间内燃烧的推进剂质量， Q_s 是汽化热， T_s 是汽化时的温度， T_0 是燃料初温， T_r 是恢复温度， $T_r = \overline{Pr}(T_c^0 - T_c) + T_c$ 。 T_c 是主流温度， T_c^0 是主流滞止温度。根据假设(3)式，火焰对于流动的影响只在于它影响流动温度而不影响速度，于是将燃烧所释放出来的热量作为主流热的一部分，则主流温度 $T_c = f_1(T_f, T_{air}, x)$ ， T_{air} 是入口空气温度， T_f 是燃烧温度，由推进剂的定压爆热决定。 h 是对流换热系数。对于高速流体，埃克特指出^[3]： $Nu = 0.332 Pr^{1/3} Re^{1/2}$ 。根据努塞特数和雷诺数的定义，可以得到： $h \propto G^{0.5} d_p^{-0.5}$ 。式中 d_p 是燃烧室内径，在图 1 中为 0.048， G 是入口空气体积流量， $G = \rho u_o$ 。考虑到 $\dot{m} = r \rho_p$ ，并假设 T_f 和 T_s 为定值，即可得到燃速的表达式：

$$r \propto G^{0.5} d_p^{-0.5} f_2(T_{air}, x) \tag{3}$$

定义平均燃速 $\bar{r} = \frac{\int_0^{l_p} r dx}{l_p}$ ，其中 l_p 是燃烧室长度。综合(1)式和(3)式，即有：

$$\bar{r} \propto p^{1/3} G^{0.5} d_p^{-0.5} f_3(T_{air}) \tag{4}$$

根据国外的实验数据^[4~6]，可以推出：

$$\bar{r} = C_p^{0.26 \sim 0.42} G^{0.26 \sim 0.51} d_p^{-0.4 \sim 0.4} T_{air}^{0.36 \sim 0.5} \tag{5}$$

由此可见，本文提供的分析方法与实验数据较为吻合。不足之处在于它没有给出燃速与温度的关系，没有具体分析燃烧和流动的介质特性。在数值模拟中，将针对 HTPB 推进剂，分析 p 、 G 和 T_{air} 的影响，而不考虑燃烧室尺寸影响。

3 数值模拟

本文应用 PHOENICS 程序对发动机内流场进行模拟。PHOENICS 是由 Spalding 等人开发的大型流场计算软件，采用 SIMPLEST 算法，求解了连续、动量、能量、组分和湍流 $k-\epsilon$ 方程。在二维情况下，控制方程统一形式为：

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u \Phi) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v \Phi) =$$

对流项

$$\frac{\partial}{\partial x}\left(\Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial y}\right) + S_\Phi$$

扩散项源项

这里 Φ 是各变量， Γ_Φ 是湍流交换系数， S_Φ 是源项。其各自的对应值见表 1。

表 1 控制方程变量和参数表

Φ	Γ_Φ	S_Φ
1	0	0
U	μ_{eff}	$-\frac{\partial p}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x} \left\{ \mu_{eff} \left[\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right] \right\} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_{eff} \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu_{eff} \frac{\partial v}{\partial y} \right)$
V	μ_{eff}	$-\frac{\partial p}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial y} \left\{ \mu_{eff} \left[\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right] \right\} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_{eff} \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu_{eff} \frac{\partial v}{\partial y} \right)$
H	μ_{eff} / σ_h	ρq_r
f	μ_{eff} / σ_f	ω
k	$\frac{\mu_{eff}}{\sigma_k}$	$\mu_k \left\{ 2 \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 \right\} - \rho \epsilon$
ϵ	$\frac{\mu_{eff}}{\sigma_\epsilon}$	$\frac{C_1 \epsilon}{k} \left\{ \mu_l \left[2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 \right] \right\} - \frac{C_2 \rho \epsilon}{k}$

上表中，有效粘性系数 $\mu_{eff} = \mu_l + \mu_t$ ，层流粘性系数 $\mu_l = 2.366 \times 10^{-5}$ ，湍流粘性系数 $\mu_t = 0.09 \rho k^2 / \epsilon$ ； q_r 是燃烧反应时的热量流率， f 是组分浓度，包括氧化剂组分 Fuel 和燃烧剂组分 Oxid， ω 是该组分的消耗率。 $\sigma = 0.8$ ， $\sigma = 1.0$ ， $\sigma \epsilon = 1.1314$ 分别是相应量的湍流普朗特数或施密特数^[7]； $C_1 = 1.44$ ， $C_2 = 1.92$ 为 $k-\epsilon$ 模型常数。

项输入。本文在模拟中，考虑了发动机的实际飞行情况，采用如下边界条件：

入口：温度 $T_{air} = 400 \sim 600$ K，压强 $p = 5.2 \times 10^5 \sim 7.2 \times 10^5$ Pa，入口速度 $u_{in} = 100 \sim 200$ m/s，入口氧气的质量百分数 $Oxid = 0.232$ 。

出口反压： $p_{exit} = 1.0125 \times 10^5$ Pa。

假设燃料为不含氧化剂的端羟基聚丁二烯。根据文献[2]，其分子式为 $C_4H_6O_{0.052}$ ，分子量

为 54.884, 密度为 $\rho_p = 930 \text{ kg/m}^3$ 。燃料热分解符合阿累尼乌斯公式 $r = A \exp(-E/R^0 T_w)$, 指前因子 $A = 2.5 \times 10^4 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$, 活化能 $E = 6.9 \times 10^7 \text{ J/kg}$ 。壁面传热由(5)式确定, 其中推进剂比热 $C_s = 1.5 \times 10^3 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$, 汽化热 $H_v = 2.09 \times 10^6 \text{ J/kg}$, 反应热为 $Q_f = 2.0 \times 10^7 \text{ J/kg}$ 。反应方程式为: $\text{C}_4\text{H}_{6.052}\text{O}_{0.052} + 5.487\text{O}_2 = 4\text{CO}_2 + 3.026\text{H}_2\text{O} + Q_f$

4 结果及讨论

本文对于图 1 所示实验发动机, 模拟了 60 种不同的入口条件, 所用网格为 68×39 。在 P II 166 上, 每次运行时间为 3 小时 30 分钟左右。部分计算结果如表 2 所示。

表 2 不同条件下的燃速

No	T_{air} (K)	G ($\text{kg/m}^2 \cdot \text{s}$)	p ($\times 10^5 \text{ Pa}$)	$\bar{r}$ (mm/s)
1	400	627.18	5.204	1.2827
2	400	836.24	6.747	1.5567
3	450	731.71	5.987	1.5401
4	450	940.77	7.708	1.8365
5	500	627.18	5.204	1.4647
6	500	836.24	6.947	1.8014
7	550	731.71	6.161	1.7537
8	550	940.77	7.929	2.1259
9	600	627.18	5.350	1.6878
10	600	836.24	7.141	2.0879

根据前面的分析, 将 d_p 作为常数。则假设固体燃料冲压发动机的平均燃速为:

$$\bar{r} = C p^{x_1} G^{x_2} T_{\text{air}}^{x_3} \tag{6}$$

两边取对数, 有:

$$\ln \bar{r} = \ln C + x_1 \cdot \ln p + x_2 \cdot \ln G + x_3 \cdot \ln T_{\text{air}} \tag{7}$$

对于模拟结果, 用最小二乘法对(7)式中的未知数进行辨识, 得结果如下: $C = 0.0126$; $x_1 = 0.35$; $x_2 = 0.37$; $x_3 = 0.66$ 。将这些数据代入(6)式中可得:

$$\bar{r} = 0.00126 p^{0.35} G^{0.37} T_{\text{air}}^{0.66} \tag{8}$$

比较模拟结果(8)式与实验结果(5)式可知:

(1) 压强 p 和入口流量 G 的指数都在实验所得范围之内, 与分析结果也比较吻合, 说明模拟是成功的, 它反映了压强和流量对平均燃速的影响程度。

(2) T_{air} 的指数比实验所得指数大。这是燃烧

模型过于简单的缘故。首先, 燃烧不可能是简单反应, 产物可能有很多种; 其次, 反应速度不是无限快, 燃气和氧气在空间中是可以同时并存的。但是空气温度的影响还需要进一步讨论。

(3) 在所有影响因素中, 温度影响是最大的。这就要求实验时, 必须提高入口温度, 否则不能维持燃烧。在实际飞行状况下, 就是要使进气道尽量采用等熵压缩。提高入口流量和燃烧室压强也有助于提高燃速, 从而提高发动机的比冲。

(4) 固体燃料冲压发动机的自适应性主要表现在燃速随着入口流量变化而变化, 从而使燃料得到最佳利用。

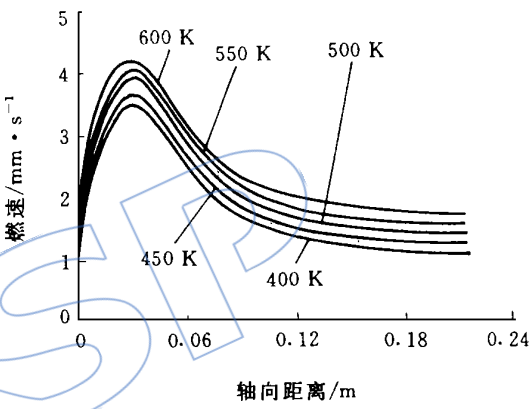


图 2 不同入口温度下的燃速分布

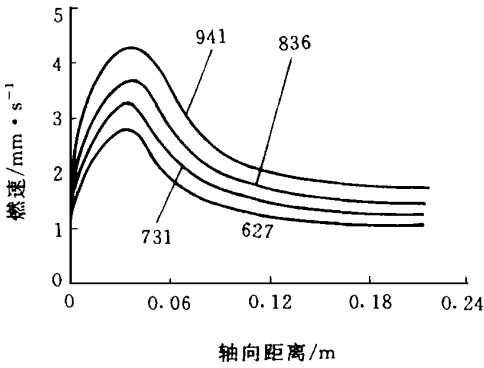


图 3 不同空气流量下的燃速分布

本文还计算了燃速沿轴向的分布。不同条件下的分布情况如图 2 和图 3 所示。从图中可以看出: (1) 燃速沿轴向有较大变化, 因此采用零维内弹道计算是不适宜的。(2) 燃速在某点有一最大值, 可以认为该点是附着点。因为在附着点处对流换热最大, 所以燃速最大。(3) 当离开入口台阶足够远, 附面层充分发展之后, 燃速变化比较平缓。

(4) 燃速沿轴向的分布与入口温度和流量关系不大,表现在图中即是具有相同的形状。

5 结 论

本文在理论分析基础上,对固体燃料冲压发动机内流场进行了数值模拟,从而得到了燃速的具体表达式。通过比较和分析,可以看出:(1)基于流动和燃烧两方面进行理论分析和数值模拟能够较好地揭示发动机内部工作状况,与实验结果较为一致,对于发动机设计和实验具有一定指导作用。(2)固体燃料冲压发动机燃速的影响因素包括入口流量、温度和燃烧室压强。燃速沿轴向变化明显,即使在发动机初步设计中也不能把它作为零维处理。

参 考 文 献

1 Schulte G. Fuel Regression and Flame Stabilization Studies of

Solid-Fuel Ramjets. *Journal of Propulsion and Power*, 1986(2):
2 李宜敏, 吴心平. 固体火箭发动机燃烧. 北京: 国防工业出版社, 1986
3 埃克特, 德雷克. 传热与传质分析. 北京: 科学出版社, 1983
4 Elands P J M, Dijkstra F. Validation of the Flow and Combustion Processes in a Solid Fuel Ramjet. 27th Joint Propulsion Conference, AIAA 91- 1869
5 Stevenson C A, Netzer D W. Primitive-Variable Model Applications to Solid-Fuel Ramjet Combustion. *Journal of Spacecraft and Rocket*, 1981, 18(1):
6 Zvuloni R, Gany R, Levy Y. Geometric Effects on the Combustion in Solid Fuel Ramjets. *Journal of Propulsion and Power*, 1988(5):
7 周力行. 湍流两相流动与燃烧的数值模拟. 北京: 清华大学出版社, 1991

(责任编辑 杨再荣)

Theoretical Analysis and Numerical Simulation of Regression Rate in SFRJ

Tan Jianguo, Chen Xiaoqian, Yang Tao, Zhang Weihua

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defense Technology, ChangSha 410073, China)

Abstract: Factors which affect regression rate in solid fuel ramjet (SFRJ) are explored through theoretical analysis. The exponent relationship of the mean regression rate with combustor pressure, inlet air mass flux and air temperature is derived. SFRJ model based on combustion and flow is established. Then the regression rate is simulated numerically by using PHOENICS software. Comparison between the calculated results and the experimental data confirms the correctness and reliability of the presented simulation method.

Key words: solid fuels; combustions; numerical simulation; solid fuel ramjet