固体火箭发动机一维两相内弹道研究

陈 军, 封 锋, 余 陵
(南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

摘要: 针对目前工程上所采用的固体火箭发动机内弹道模型过于简单(如零维模型、单一气相模型等)和两相内弹道模型难以统一的问题, 构造了适用于固体火箭发动机复杂装药条件下统一的一维两相内弹道计算模型, 推导了不同类型边界条件、收敛准则、凝相质量等物理模型, 采用理论方法计算凝相粒子直径的变化. 利用上述模型对某远程火箭发动机进行了内弹道计算与分析, 计算结果与实验数据吻合良好, 表明该两相内弹道模型可以有效地降低纯气相模型引起的理论与实际之间的模型偏差, 有利于提高固体推进剂火箭发动机内弹道的预示精度.

关键词: 内弹道; 两相流; 固体火箭发动机
中图分类号: V435 文献标识码: A 文章编号: 1004-499X(2010) 03-0016-05

Research on One-Dimensional Two-Phase Internal Ballistics of SRM

CHEN Jun, FENG Feng, YU Ling
(School of Mechanical Engineering, NUST, Nanjing 210094, China)

Abstract: The models of internal ballistics adopted widely (e.g. zero-dimensional or single-gaseous) in solid rocket motors (SRM), are too simplex, and some different two-phase internal ballistic models are difficult to be unified. Aiming at the problems, a uniform calculated model of one-dimensional two-phase internal ballistics for complicated grains of SRM was built. Some physical models such as several corresponding boundary conditions, convergence rule, and mass ratio of condensed phase were derived in detail. Size change of condensed particles was determined by calculation. Based on above model, the internal ballistics of long-range solid rocket motor was computed and analyzed. The computed results are consistent with experimental data. The two-phase internal ballistic model can availably reduce theoretical errors caused by single-gas-phase model, and the model is very useful to improve prediction precision of internal ballistics of SRM.

Key words: internal ballistics; two-phase flow; solid rocket motor

随着武器系统在远程化、机动性等方面的快速发展, 高能固体推进剂一直是世界各军事强国竞相研究的热点. 添加金属燃烧剂是提高推进剂能量的有效途径之一, 但随之带来的两相流动现象对发动机性能会产生较大影响, 采用传统纯气相内弹道计算得到的结果误差很大, 因此, 两相流动的研究很早就被人们所重视. 文献[1] 对喷管内的一维两相流动进行了计算, 建立了流动模型, 讨论了两相常滞后流动(实际上喷管内的两相流动并不是常滞后流动[2]); 文献[3] 提出了一维两相内弹道的概念并进行了计算, 其模型包含了燃烧室和喷管的统一内流场, 但数值计算方法简单, 且没有内弹道实验数据对比; 文献[4~6] 也对一维两相不平衡流动进行了详细计算, 但没有结合内弹道知识进行详细分析.

本文对上述研究成果进行了综合对比分析, 统一了计算模型, 对一维两相不平衡流动的计算模型和边界条件等进行了详细推导和深入分析, 并进行了实例的对比计算, 得到复杂边界条件下的一维两相内弹道的计算结果. 同时, 给出了某复合推进剂燃气中凝相质量比的确定方法.

收稿日期: 2009-12-30
作者简介: 陈军(1969-), 男, 副教授, 博士, 研究方向为新型推进技术.

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

1　一维两相内弹道的数学模型

理想情况下, 燃气的一维两相流动控制方程见文献[4, 6], 该方程包括了气相和凝聚相的连续方程、动量方程和能量方程. 通过对控制方程(加上状态方程)的推导, 可以得到用于计算的微分方程组:

$$
\begin{cases}
\dfrac{\mathrm{d}v_c}{\mathrm{d}x}=\dfrac{A_D(v-v_c)}{v_c}-\dfrac{\varepsilon\rho_P\dot{r}\Pi}{\rho_c A} \\
\dfrac{\mathrm{d}p}{\mathrm{d}x}=-\dfrac{(\gamma-1)v}{\gamma RT-v^2}\left[\rho_c h\dfrac{A_D(v-v_c)}{v}+\rho_c A_D(v-v_c)^2+\right. \\
\quad\left.\dfrac{(1-\varepsilon)\rho_P\dot{r}\Pi}{A}\left(H_i+h+\dfrac{v^2}{2}\right)+\rho_c B_D(T_c-T)-\dfrac{\rho h v}{A}\dfrac{\mathrm{d}A}{\mathrm{d}x}\right] \\
\dfrac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}x}=-\dfrac{1}{\rho v}\dfrac{\mathrm{d}p}{\mathrm{d}x}-\dfrac{(1-\varepsilon)\rho_P\dot{r}\Pi}{\rho A}-\dfrac{\varepsilon}{1-\varepsilon}\dfrac{A_D(v-v_c)}{v_c} \\
\dfrac{\mathrm{d}T_c}{\mathrm{d}x}=\dfrac{\varepsilon\rho_P\dot{r}\Pi}{c_{p,c}\rho_c v_c A}(H_{c,i}-h_c+v_c^2/2)-\dfrac{1}{c_{p,c}}\dfrac{B_D(T_c-T)}{v_c} \\
\dfrac{\mathrm{d}\dot{m}_m}{\mathrm{d}x}=\rho_P\dot{r}\Pi \\
\dot{m}_m=\rho v A+\rho_c v_c A \\
\rho_c=\dfrac{\varepsilon\dot{m}_m}{v_c A} \\
\rho=\dfrac{(1-\varepsilon)\dot{m}_m}{vA} \\
T=\dfrac{p}{\rho R}
\end{cases}
\tag{1}
$$

式中, x 为轴向坐标, A 为流动截面积(通气面积), ε 为凝相质量比, 定义 $\varepsilon=\dfrac{\dot{m}_c}{\dot{m}_m}=\dfrac{\rho_c v_c A}{\rho v A+\rho_c v_c A}$, $\dot{m}_c$ 为凝相微粒的质量流率, $\dot{m}_m$ 为混合物的质量流率; 下标 c 表示凝相, 下标 m 表示混合物, 无下标则表示气相, 下标 i 表示质量加入; v, p, ρ, T 分别为流动速度、压力、密度和温度; A_D, B_D 是凝相与气相间的阻力系数和热交换系数; R, c_p 为气体常数和定压比热容; H, h 为总焓和静焓; $\rho_P, \dot{r}, \Pi$ 分别为推进剂的密度、燃速和装药的周长; $\dot{r}=ap^n\varphi(æ)$, $a, n, æ$ 分别为燃速系数、燃速压力指数和推进剂装药的燃通比.

该计算模型对凝相微粒的基本假设: 凝相微粒是具有均一尺寸的单分散混合物, 即将按质量平均的凝相微粒半径作为整个微粒群的半径, 不存在微粒间的相互作用项, 也不存在相与相之间由于质量交换所带来的影响, 而仅考虑气相与凝相之间的气动作用项和传热项.

与文献[4~6]不同, 本文建立的计算方程组(1)采用了全部的微分计算, 而文献[4~6]对凝相温度 T_c 的计算采用了代数积分式, 存在一定的模型误差. 文献[3]虽然也采用了全部的微分计算, 但其数值计算过程中引入了一些线性假设, 从而也存在一定的计算误差.

计算方程组(1)可适应不同条件下的流动. 当 $\varepsilon=0$(同时 $A_D=0$, $B_D=0$)时, 可得到燃烧室中纯气相流动的控制方程组; 当质量加入项 $\rho_P\dot{r}\Pi=0$ 时, 可得到喷管内的两相流动控制方程组; 当 $\varepsilon=0$($A_D=0$, $B_D=0$), 同时质量加入项 $\rho_P\dot{r}\Pi=0$, 可得到喷管中纯气相流动(即等熵条件下)的控制方程组.

2　初值条件、边界条件与收敛准则

在燃烧室中, 初始条件主要给出给定时刻的头部压力估算等; 边界条件包括装药头部($x=0$)和末端($x=L_P$)的参数特性, 其中 L_P 为装药长度. 对于复杂装药, 如 2 级装药, 在装药中间过渡部分还存在中间边界.

同样, 按文献[1]引入速度滞后数 K 和温度滞后数 L, 以考察凝相对流动的影响. 即

$$K\equiv v_c/v \tag{2}$$

$$L\equiv(T_0-T_c)/(T_0-T) \tag{3}$$

2.1　头部边界条件

文献[4~6]详细推导了装药头部($x=0$)各参数的边界条件, 这里不再赘述. 实际上, 采用 Rounge-Kutta 法数值计算时还需给出微分函数的边界条件, 因为从方程组(1)可以看出, $x=0$ 时, 右边函数会出现奇点. 文献[4]给出:

$$\left.\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}x}\right|_{x\to0^+}=\left.\frac{(1-\varepsilon)\rho_P\dot{r}\Pi}{\rho A}\right|_{x\to0^+} \tag{4}$$

$$\left.\frac{\mathrm{d}v_c}{\mathrm{d}x}\right|_{x\to0^+}=\frac{-1+\sqrt{1+\dfrac{8}{A_D}\left.\dfrac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}x}\right|_{x\to0^+}}}{\dfrac{4}{A_D}} \tag{5}$$

这样, 由微分方程组(1)不难得到:

$$\left.\frac{\mathrm{d}p}{\mathrm{d}x}\right|_{x\to0^+}=0 \tag{6}$$

$$\left.\frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}x}\right|_{x\to0^+}=0 \tag{7}$$

由文献[4]推出: $L_0=\dfrac{T_c'|_{x\to0^+}}{T'|_{x\to0^+}}$, 其中, L_0 为头部温度滞后数, 并考虑式(7), 则可知:

$$\left.\frac{\mathrm{d}T_c}{\mathrm{d}x}\right|_{x\to0^+}=0 \tag{8}$$

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

2.2 中间边界条件

在 2 级装药中, 中间存在过渡段, 由于通气面积存在突变, 需要仔细处理这里的参数变化. 对于截面突然扩大的通道(突扩通道), 由文献[7] 可知, 扩大的通道中流速变化关系为

$$\frac{1}{\lambda_2}=\frac{\varepsilon_2}{\lambda_1}+\lambda_1\left[1-\frac{\gamma-1}{\gamma+1}(\varepsilon_2-1)\right]-\lambda_2 \tag{9}$$

式中, λ_1, λ_2 为通道前后的流速系数; $\varepsilon_2=A_2/A_1$ 为突扩比, A_1, A_2 分别为通道前后的截面积. 突扩通道中, 假设总温不变, 即 $T_{02}=T_{01}$, 则静温为 $T_2=T_{02}\tau(\lambda_2)$, 流速为 $v_2=\lambda_2 a_2^*=\lambda_2\sqrt{\frac{2\gamma R T_{02}}{\gamma+1}}$.

利用质量流率关系, 可得突扩通道的总压恢复系数为

$$\sigma_1=\frac{p_{02}}{p_{01}}=\frac{q(\lambda_1)}{\varepsilon_2 q(\lambda_2)} \tag{10}$$

则静压为 $p_2=p_{02}\pi(\lambda_2)=\sigma p_{01}\pi(\lambda_2)$; 气体密度由状态方程可得: $\rho_2=\frac{p_2}{RT_2}$.

突扩通道凝相参数可通过假设常滞后、总温不变(即 $T_{c2}=T_{c1}$) 的条件来获得. 通道突扩时假设速度滞后数 K 为常数, 即 $K_2=K_1$, 这时凝相密度为 $\rho_{c2}=\frac{\varepsilon\rho_2}{(1-\varepsilon)K_2}$; 凝相速度由凝相比关系式得到, 即 $v_{c2}=\frac{\rho_2 v_2}{\rho_{c2}}\frac{\varepsilon}{1-\varepsilon}$.

类似地, 对于突然缩小的通道, 如装药末段、中间段结束等处, 文献[7] 给出了总压恢复系数为

$$\sigma_2=\frac{p_{02}}{p_{01}}=1-0.5(1-\varepsilon_2)\frac{\gamma}{\gamma+1}\lambda_1^2 \tag{11}$$

这时, 求解速度系数可通过突扩通道的逆过程获得, 即通过式(9), λ_2 已知, 求解 λ_1 即可. 需要注意的是, 式(9) 中的突扩比要与缩小的通道截面比对应起来. 其余参数的处理相同.

2.3 装药末端边界条件

装药末端($x=L_P$) 的参数一般用来判断计算的流动参数是否满足流动条件, 从而修正初始参数. 在装药末端的两相混合物流量 $\dot m_{mL}$ 应等于喷管喉部流量 $\dot m_{mt}$, 即

$$\dot m_{mL}=\dot m_{mt} \tag{12}$$

由于燃烧室内的流动是两相流动, 故喷管内相应也是两相流动. 文献[1, 4] 假设喷管内的流动为一维常滞后流动, 从而得到常滞后两相流动喷管喉部流量 $\dot m_{mt}$ 的计算公式. 文献[2] 分析, 这种假设存在较大误差. 本文认为, 可改为按气相流量来判断, 即

$$\dot m_L=\dot m_t \tag{13}$$

该判别准则的实质是, 在喷管中的两相流动采用了与燃烧室相同的假设, 即保持相同的凝相比 ε, 因此只要气相流量满足上述条件即可. 注意的是, 喷管喉部气相流量的计算必须考虑装药末端至喉部之间的总压损失, 文献[7] 给出其总压恢复系数为

$$\sigma_3=\frac{p_{0t}}{p_{0L}}=1-0.15\frac{L_t}{d_P}\frac{\gamma}{\gamma+1}\lambda_L^2 \tag{14}$$

式中, p_{0t} 为喷管喉部处的总压; p_{0L}, λ_L 为装药末端的总压和速度系数; L_t 为装药末端至喉部的距离; d_P 为装药末端通气截面的当量直径.

这样, 喷管喉部气相流量为

$$\dot m_t=\frac{\Gamma p_{0t}A_t}{\sqrt{RT_0}} \tag{15}$$

式中, RT_0 为推进剂的火药力, A_t 为喷喉截面积, $\Gamma=\sqrt{\gamma}\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$.

2.4 收敛准则

令 $\Delta\dot m=\dot m_L-\dot m_t$, 判断是否满足给定精度 ε_1, 即

$$\Delta\dot m/\dot m_t\leqslant\varepsilon_1 \tag{16}$$

由流量与压力的变化关系: $\Delta\dot m/\dot m=\Delta p/p$, 可以得到头部压力的迭代修正公式为

$$p_1^{(n)}=p_1^{(n-1)}+\frac{\Delta\dot m^{(n-1)}}{\dot m^{(n-1)}}p_1^{(n-1)}=p_1^{(n-1)}\left[1+\frac{\Delta\dot m^{(n-1)}}{\dot m^{(n-1)}}\right] \tag{17}$$

式中, $n-1$ 表示当前值, n 表示修正值.

3 凝相质量比和粒子直径

一维两相内弹道计算模型中需要已知燃气中的凝相质量比 ε. Al 粉是推进剂中最常用的金属燃烧剂, 这里以添加 Al 粉的某丁羟复合推进剂为例, 在不同 Al 含量下, 通过热力计算[8], 得到对应的凝相质量比, 如表 1 所示, 其变化关系如图 1 所示.

表 1 某丁羟复合推进剂不同 Al 含量下的凝相质量比

w(Al)/%	ε/%
0	0
2.06	3.834
5.00	9.322
7.77	14.431
10.38	19.135
13.64	24.697
17.39	30.096
20.83	33.267
24.00	34.500
26.92	34.443

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

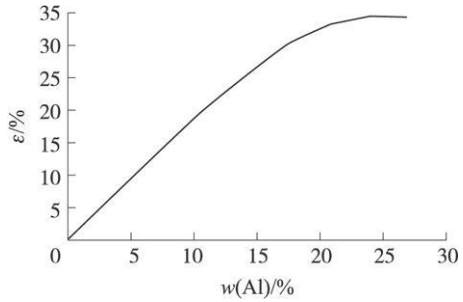

图 1　凝相质量比与 Al 含量的关系

从图中可以看出, 推进剂中的 Al 含量 $w(\mathrm{Al})$ 与对应燃气中的凝相质量比 ε 的对应关系比较复杂, 在 Al 含量小于 15%时近似为线性关系, 大于 15%时接近指数关系. 通过数据拟合, 可以得到 Al 含量小于 15%时, 对应燃气中的凝相质量比:

$$\varepsilon = 1.82 w(\mathrm{Al}) \tag{18}$$

在全区间内 $w(\mathrm{Al}) = 0 \sim 26.92\%$, 凝相质量比:

$$\varepsilon = -0.6 + \frac{0.102\,2}{[w(\mathrm{Al}) - 0.249\,4]^2 + 0.108\,04} \tag{19}$$

在理想情况的两相流动中, 凝相粒子尺寸主要影响凝相与气相间的阻力系数 A_D 和热交换系数 B_D 的大小. 严格来讲, 凝相粒子存在尺度分布[2]. 为简化计算, 这里采用文献[9]使用的平均粒子尺寸估算, 粒子的平均直径 $d_c(\mu\mathrm{m})$ 为

$$d_c = 2.385\,34 p^{\frac{1}{3}} n_s^{\frac{1}{3}} (1 - \mathrm{e}^{-0.000\,157\,5 L^*})(1 + 0.001\,772\, d_t) \tag{20}$$

式中, n_s 为凝聚相微粒浓度(mol/0.1 kg); L^* 是发动机的特征长度(mm), 即 $L^* = V_c / A_t$, V_c 为燃烧室自由容积(mm^3), A_t 为喷喉面积(mm^2); d_t 为喷喉直径(mm); p 是燃烧室压力(MPa).

4　某远程火箭发动机的计算与分析

利用上述模型, 计算了某远程固体火箭发动机的一维内弹道. 该发动机采用 2 级装药(星孔+圆孔), 中间存在过渡阶段, 必须使用中间边界条件; 该发动机推进剂为含 Al 5%的丁羟复合推进剂, 由表 1 可知, 燃气的凝相质量比 ε=9.322%. 通过上述模型的计算, 在准定常条件下, 计算得到的平衡段平均压力为 12.5 MPa, 实验值为 12.9 MPa, 误差为 3.1%, 可满足一般的工程精度要求. 得到的压力—时间曲线如图 2 所示. 由图可见, 计算结果与实验数据吻合较好.

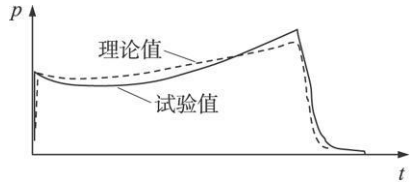

图 2　某远程火箭一维两相 $p-t$ 曲线

如果不考虑两相流动, 采用纯气相流动假设, 在相同条件下, 计算得到的平衡段平均压力为 14.6 MPa, 与实验值的误差为 13.2%, 可见误差明显增大, 这是由于纯气相理论模型忽略了凝相对流动的影响. 得到的计算曲线如图 3 所示, 吻合程度较低.

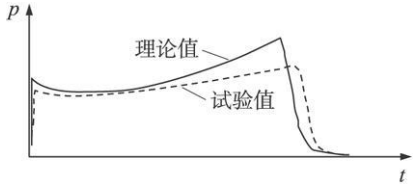

图 3　某远程火箭一维纯气相 $p-t$ 曲线

考察两相流动中发动机压力在轴向的变化情况, 如图 4 所示. 图中给出了 $t=0.1$ s 和 $t=4.0$ s 的 2 条曲线. 压力沿轴向呈下降趋势, 但在 2 级装药的中间部分, 过渡阶段致使压力发生变化: 在初始阶段, 由于通道突扩比较大, 压力下降明显; 随着推进剂的燃烧, 通道逐渐接近, 突扩比下降, 压力在中间的变化趋于平缓.

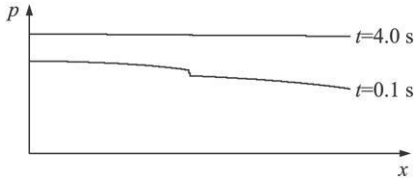

图 4　某远程火箭一维两相 $p-x$ 曲线

5　结论

通过对固体火箭发动机复杂装药条件下燃烧室中一维两相流动模型的建立与计算分析, 可以得到如下结论: ①建立的统一的两相内弹道模型是适当的, 计算表明该模型可以有效地降低纯气相模型引起的理论与实际之间的模型偏差, 使得内弹道的预示精度大大提高; ②计算也表明, 建立的复杂装药条件下一维流动的中间边界、凝相质量比的确定、凝相粒子直径的估算、收敛准则等物理模型在固体火箭发动机内弹道预估中的应用是合理的. 本文只给出了含 Al 复合推进剂的凝相质量比的计算模型, 对于其它推进剂, 还需要通过热力计算等手段进一步确定.

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

参考文献

[1] KLLIEGEL J R. One dimensional flow of a gas-particle system, IAS Paper No. 60—5[R]. 1960.

[2] [美] 左克罗 M J, 霍夫曼 J D. 气体动力学[M]. 王汝涌, 译. 北京: 国防工业出版社, 1984: 41—51.
ZUCROW M J, HOFFMAN J D. Gas dynamics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1984: 41—51. (in Chinese)

[3] 池长青, 赵丕智. 固体火箭发动机的一维两相流内弹道计算[J]. 北京航空航天大学学报, 1984, 8(3): 103—119.
CHI Chang-qing, ZHAO Pi-zhi. The calculation of internal ballistics with one-dimensional and two-phase flow in solid propellant rocket motors[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1984, 8(3): 103—119. (in Chinese)

[4] 常显奇. 固体火箭发动机燃烧室中的一维两相流动[J]. 宇航学报, 1985, 1(1): 11—23.
CHANG Xian-qi. One-dimensional two-phase flow in combustion chamber of solid propellant rocket motors[J]. Journal of Astronautics, 1985, 1(1): 11—23. (in Chinese)

[5] 王筱华, 张中钦, 周中灵. 固体火箭发动机统一内流流场(一维)的分析方法[J]. 推进技术, 1988, 12(6): 24—29.
WANG Xiao-hua, ZHANG Zhong-qin, ZHOU Zhong-ling. An integrated method for calculating unified flowfield in solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 1988, 12(6): 24—29. (in Chinese)

[6] 蔡体敏. 固体火箭发动机工作过程的数值分析[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1991: 152—157.
CAI Ti-min. Numerical analysis of working process of solid rocket engines[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1991: 152—157. (in Chinese)

[7] 董师颜, 张兆良. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1996: 73—77.
DONG Shi-yan, ZHANG Zhao-liang. Principles of solid rocket motors[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1996: 73—77. (in Chinese)

[8] 武晓松, 陈军, 王栋, 等. 固体火箭发动机工作过程数值仿真[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006: 72—84.
WU Xiao-song, CHEN Jun, WANG Dong, et al. Numerical simulations of working process of solid rocket engines[M]. Beijing: High Education Press, 2006: 72—84. (in Chinese)

[9] COATS D E. A computer program for the prediction of solid propellant rocket motor performance, AD-A-015140[R]. 1975.

(上接第7页)

②点火具燃烧随着转速的增加, 火焰喷射猛烈程度增加, 燃烧火焰的高度和宽度均比静态下多5~8 cm 以上, 火焰火光更加明亮. 这与旋转的离心作用有一定的关系, 因为高速旋转加快了点火药的燃烧和高温颗粒的离心运动.

③在中心端面点火和侧面点火的高速燃烧中, 相同条件下的侧面点火比中心端面点火燃速快, 燃烧时间短.

④随着转速的提高, 点火具端口烧蚀情况趋于严重, 其端口有明显的烧蚀痕迹, 燃烧残渣螺旋喷出点火具, 配方1残渣较多.

参考文献

[1] 陆春义, 周彦煌, 余永刚. 高降压速率下复合底排药剂瞬变燃烧特性研究[J]. 含能材料, 2007, 15(6): 587—591.
LU Chun-yi, ZHOU Yan-huang, YU Yong-gang. Combustion of composite base bleed charge under rapid depressurization[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2007, 15(6): 587—591. (in Chinese)

[2] 吴学易. 底排点火具参数设计及其与底排药柱的匹配[J]. 火工品, 1995, (2): 9—13.
WU Xue-yi. Parameter design of base bleed igniter and matching with pellet in base bleed projectile[J]. Initiators and Pyrotechnics, 1995, (2): 9—13. (in Chinese)

[3] 郝建春, 潘功配. 高减压梯度下快速点火研究[J]. 火炸药学报, 1998, 21(1): 19—20.
HAO Jian-chun, PAN Gong-pei. An investigation of high-speed ignition under the pressure gradient of steepest descent[J]. Chinese Journal of Explosives and Propellants, 1998, 21(1): 19—20. (in Chinese)

[4] 李上文, 赵凤起, 罗阳, 等. 大口径炮弹增程技术对固体推进剂的要求[J]. 火炸药学报, 2003, 26(3): 21—22.
LI Shang-wen, ZHAO Feng-qi, LUO Yang, et al. Requirements of the extended range technology of large caliber projectile for solid propellants[J]. Chinese Journal of Explosives and Propellants, 2003, 26(3): 21—22. (in Chinese)

[5] 王栋, 余陵, 武晓松. 固体火箭发动机高速旋转试验研究[J]. 弹道学报, 2004, 16(4): 87—89.
WANG Dong, YU Ling, WU Xiao-song. High speed rotation experimental research of solid propellant rocket motor[J]. Journal of Ballistics, 2004, 16(4): 87—89. (in Chinese)

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net