

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.01.012

固体燃料超燃冲压发动机燃烧室的数值仿真

杨明, 孙波

(南京理工大学航空宇航系, 南京 210094)

摘要: 基于一种固体燃料超燃冲压实验发动机的实验数据, 使用数值模拟软件分别对超燃冲压发动机燃烧室的初始状态以及启动后的燃烧流动进行数值模拟。采用用户自定义函数方式给定 PMMA 燃料进口边界。数值模拟结果显示: 燃烧室流场特性分布符合理论分析; 燃烧室固体燃料壁面的燃料退移速率与实验数据有一定差异, 但是整个燃面沿轴向的燃速分布规律与实验值近似; 沿轴向的燃面附近的压力分布与实验结果较为吻合。研究结果表明: 该数值计算模型较为合理, 对固体燃料超燃冲压发动机的理论研究具有一定参考价值。

关键词: 超燃冲压发动机; 数值模拟; 流场特性; 燃料退移速率

中图分类号: TP391.9 **文献标志码:** A

Numerical Simulation of a Solid Fuel Scramjet Combustors

Yang Ming, Sun Bo

(Dept. of Aerospace Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Based on a solid fuel scramjet experiment date, A CFD software is used in the numerical simulation respectively about scramjet combustor of the initial condition and the burning flow after the launch. Given the import boundary of PMMA fuel according to user defined function way. Numerical simulation results indicate that the flow field characteristics in combustor accord with theoretical analysis; it has certain different about the fuel regression rate on the surface of the solid fuel in combustor compare with experimental measurement, but the whole burning face's distribution curve of fuel regression rate along the axial is approximate with the experimental value; The pressure distribution near fuel surface along the axial is satisfying agreement with the experimental data. The results of the study show that the numerical model established is reasonable and have some reference value for the theory research of solid fuel scramjet.

Key words: scramjet; numerical simulation; flow field characteristics; fuel regression rat

0 引言

高超声速推进技术以其潜在的军事及商业价值成为世界众多发达国家竞相研究的热门课题。冲压发动机作为一种吸气式发动机, 与涡轮式发动机相比, 在 $M \geq 3$ 时, 特别是在 $M \geq 5$ 的高超声速飞行状态下, 其性能十分突出。美国、法国、俄罗斯和日本等国家提出的高超声速飞行器推进技术方案, 主要选择以超声速燃烧冲压发动机(简称超燃冲压发动机或 Scramjet)为主体组合式动力装置, Scramjet 的燃烧室的原理和结构相对简单, 但其工作过程却十分复杂。由于描述超声速流动中燃烧现象的数值模型非常复杂, 超声速流动中的燃烧现象数值模拟与常比热完全气体流动相比难度很大, 仅考虑非平衡流动数值模拟, 现阶段精确描述超声速流动燃烧的数学模型和耦合化学反应动力学模型在流动控制方程的求解上存在矛盾。考虑两相流和湍流以后, 相关的理论模型和数值计算方法显得更不成熟^[1]。

国外开展固体燃料超燃冲压发动机研究的主要

有美国海军研究生院、宾夕法尼亚州立大学和以色列工学院 3 家单位, 他们对固体燃料超燃燃烧室进行了大量的直联式试验和数值模拟研究, 国内尚无该领域研究的报道。1989 年, 美国海军研究生院的 Witt^[2]首次对使用固体燃料的超燃冲压发动机作为高超声速战术导弹的动力装置的可行性进行了试验研究。此后, Angus^[3]在 Witt 的研究基础上, 对使用固体燃料 PMMA 的超燃燃烧室的性能进行了评估。以色列的 Shimon Saraf^[4]等人对以 HTTP 为燃料的固体燃料超燃冲压发动机进行的实验研究。在数值模拟方面, 宾夕法尼亚州立大学的 Jarymowycz 等人^[5]对超声速来流下固体燃料燃烧进行了数值研究。以色列工学院的 Ben Arosh 等人^[6]借助 PHOENICS 软件对固体燃料超燃燃烧室内的混合和反应流场进行了数值研究。总的来讲, 目前较少开展针对固体燃料超燃冲压发动机的研究, 虽然距离初始研究时间已 20 年, 但仍处于固体燃料超声速燃烧机理研究阶段。

基于以色列的 Adela Ben Yakar^[7]等人所进行的

收稿日期: 2011-08-08; 修回日期: 2011-09-05

作者简介: 杨明(1985—), 男, 湖南人, 硕士, 从事固体燃料超燃冲压发动机内流场研究。

以 PMMA 为燃料的超燃超压发动机燃烧室的实验研究结果, 笔者利用数值计算软件对实验中的燃烧室模型进行数值模拟, 通过数值模拟与实验数据进行比较, 以期建立比较合理数值模型。

1 燃烧室模型

如图 1, 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室由进口突扩台阶、火焰稳定区(含收敛段)、等截面段和扩散段组成。其中, 从火焰稳定区到扩散区结束的壁面全部都是 PMMA 固体燃料壁面。燃气经过前端的壅塞加热装置后, 以达到实验要求的总压和总温条件进入燃烧室, 并仍保持 Ma1.6 的超声速状态, 经过突扩台阶后在火焰稳定区产生一个回流区, 回流区的尾端结束于收敛段, 火焰稳定区主要为突扩台阶、燃料壁面和收敛段所包围的区域, 而在火焰稳定区靠近轴线的区域, 是主要成分为空气的直流区域, 在回流区域部分反应速率主要由化学动力学控制, 属于预混燃烧, 该区域流速较低, 起到稳定燃烧的作用, 即火焰稳定。收敛段后面是一段等截面区域, 该区域的流速较高, 经过初始声速阶段后即变为超声速流动, 等截面段后是一段较长的扩散段, 燃气在这部分进行膨胀加速直至到达出口产生推力。整个流动区域的壁面都是燃料进口。

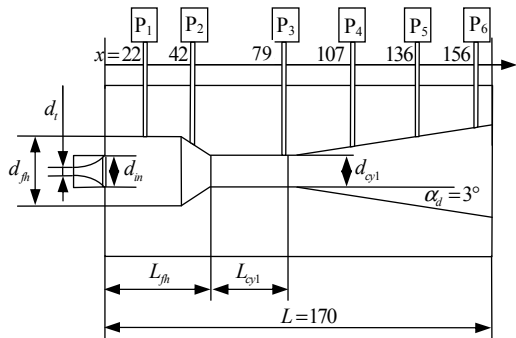


图 1 燃烧室模型

实际实验中, 研究者对不同的几何尺寸以及实验条件进行了测试。笔者选择实验结果较好的一组实验数据进行数值模拟, 其 Scramjet 发动机燃烧室的几何参数如表 1。

表 1 发动机燃烧室几何参数 mm

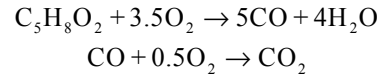
| 参数 | 值 | 参数 | 值 | 参数 | 值 |
|-----------|------|-----------|----|----------|-------|
| d_{jh} | 30 | L_{jh} | 50 | d_{in} | 12.45 |
| d_{cyl} | 14.5 | L_{cyl} | 35 | | |

2 数值模拟方法

2.1 计算模型及网格

PMMA 在固体燃料冲压发动机燃烧室中的主

要热解产物为 $C_5H_8O_2$, 为简化模型假定 PMMA 的热解产物只有 $C_5H_8O_2$ 。 $C_5H_8O_2$ 在空气中的燃烧是一个复杂的链分支化学反应过程, 涉及到许多中间产物, 其反应机理十分复杂, 要在理论上提出准确的分解反应模型比较困难。为简化分解反应模型, 假定 $C_5H_8O_2$ 与 O_2 的反应为两步不可逆反应, 即



反应中 $C_5H_8O_2$ 的热力学数据即定压比热与温度的关系、标准生成焓以及熵采用文献[8]求得的数据。

燃烧模型采用涡耗散模型(eddy-dissipation model), 涡耗散模型即为湍流-化学反应相互作用的模型。

湍流模型采用标准 k-ε 模型, 标准 k-ε 模型为典型的两方程模型, 在湍动能 k 方程的基础上, 再引入一个关于湍流耗散率(turbulent dissipation rate) ε 的方程后, 形成标准 k-ε 模型。

发动机的实验模型是二维轴对称结构。为了节省计算资源, 在不影响计算结果的前提下, 依照几何模型利用 ICEM 网格处理软件进行网格划分得到燃烧室二维网格模型, 并进行了边界层加密, 离散格式为一阶迎风格式。壁面处理为标准壁面函数。

2.2 边界条件

在实际实验中, 研究者使用了一套燃气加热系统, 通过加热掺入一定比例的氧气和甲烷的空气, 再经过壅塞管得到实验要求的进口来流, 并实现自启动。依照实验条件空气以高温高压超声速状态(Ma=1.6)进入燃烧室, 故空气入口边界处理为压力入口边界, 给定参数依照试验条件: 进口总压为 16.68 atm, 总温为 1 156 K; 出口边界条件为压力出口边界(环境压力和常温)。沿燃烧室至发动机出口的壁面均为燃料进口, 设为燃料加质边界, 该边界采用 Fluent 软件中的用户自定义函数方式给定。

3 数值模拟结果

在实验中, 由 S-VHS 盒式磁带录像机获得了 Scramjet 燃烧室在 0~11 s 12 个瞬时壁面几何形状。为了与实验数据进行比较以及研究 Scramjet 燃烧室流场特性, 笔者选取了 $t=0\sim 3$ s 4 个瞬时的燃烧室壁面几何构型。在对 $t=0$ s 时刻即初始状态的流场特性进行数值研究以外, 并对 $t=1\sim 3$ s 后续几个瞬时状态进行计算用以比较。

3.1 初始状态($t=0$ s)流场特性

如图 2, 初始状态下发动机的火焰稳定区的特

征很明显, 在火焰稳定段和收敛段产生了一段低速区域, 马赫数很低接近于零, 矢量图(d)显示这一区域产生了回流区, 整个发动机的流场从进口开始沿对称轴轴线一直到发动机出口的区域, 马赫数一直保持很高, 并且沿流向越来越高, 从进口的来流 1.6 Ma 一直到出口马赫数增加到 2.5 Ma 以上。这说明发动机起到了加速作用。在火焰稳定段回流区与轴线附近中心流动有一道比较明显的分界线, 在分界线附近流动的速度梯度很大, 在回流区 $Ma \ll 1$, 这一部分主要是燃料和空气的充分混合, 反应速率主要由化学动力学控制, 属于预混燃烧, 由于流速较低, 可以起到稳定燃烧的作用, 由燃烧反应产物 CO_2 的质量分数分布图(c)也可以看出: 回流区内是燃烧反应的主要发生区域, 特别是靠近收敛段部分 CO_2 的质量分数最高, 这也代表这一区域的化学反应热最大, 温度最高, 导致收敛段的固体燃料壁面的燃料退移速率最高, 这一点在后面的燃速研究可以得到证明。

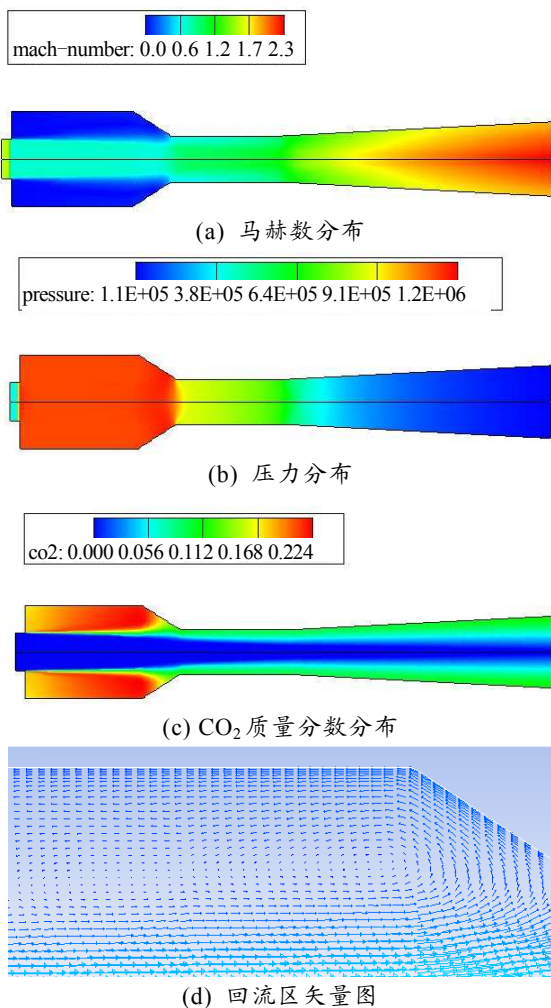


图 2 $t=0$ s 流场特性

3.2 $t=1\sim 3$ s 流场特性变化

由图 2 可知, 在 $t=0$ s 的瞬时, 流动在进入燃烧室的入口部分形成了一道激波, 在火焰稳定段的靠近轴线的高速区部分, 形成了一个均匀的 $Ma < 1$ 的区域, 但仍然比回流区的马赫数要高, 而流动进入等截面段部分之后马赫数变成 $Ma=1$, 进入扩散段之后流动马赫数才变成 $Ma > 1$ 。而在 $t=1\sim 3$ s 3 个瞬时, 与 $t=0$ s 时刻不同, 如图 3 所示, 火焰稳定段的靠近轴线的高速区部分以及后面的等截面段和扩散段的流动马赫数都为 $Ma > 1$, 中心流动从进口 $Ma=1.6$ 开始就直接加速直至发动机的出口, 这与实验所得数据情况是一致的。 $t=0$ s 时刻发动机燃烧室处于初始启动状态, 高温高压来流从燃烧室进口进入燃烧室, 燃料壁面的燃料的热解与空气参混进入流场, 以及较小的等截面段直径导致燃烧室的流动会出现短暂的壅塞状态, 燃烧室进口附近会产生一道激波将来流由超声速降到亚声速, 直到进入等截面段流动才变为 $Ma=1$ 。之后随着燃烧室工作, 燃烧的进行, 燃料的加入趋于稳定, 靠近轴线的中心流动都变成超声速流动。

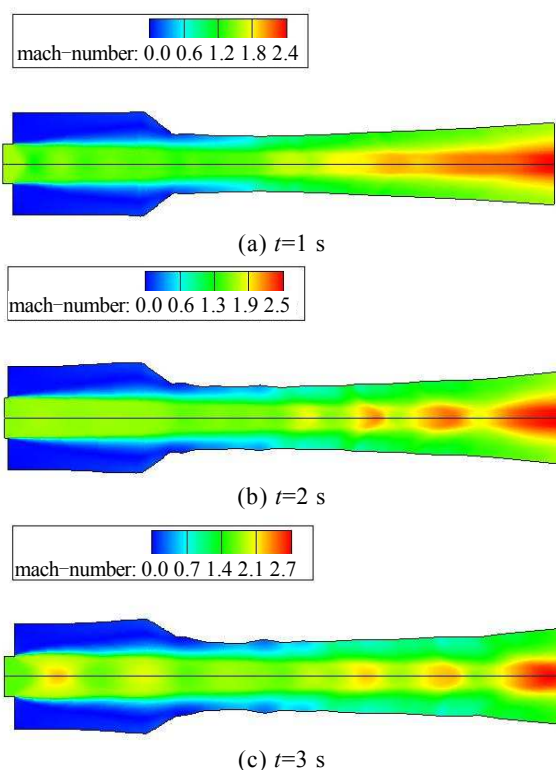


图 3 $t=1\sim 3$ s 燃烧室流场的马赫数分布

3.3 燃速分布

根据 $t=0\sim 3$ s 4 个瞬时的燃烧室壁面几何构型进行数值计算得到燃料的沿轴向壁面燃速分布如图

4, 与实验所得燃速结果(图 5)比较发现, 数值模拟的结果与实验所测得燃速有一定差别, 这说明数值模拟所建立的 PMMA 热解及燃速模型还有待改进。但是沿轴向壁面燃速分布单一时刻的趋势是与实验数据是类似的, 在到达等截面段之前的燃速是成上升趋势的, 进入等截面段之后燃速开始下降, 并在进入扩散段之后燃速下降得更快。 $t=0$ s 的燃速与实验所测的燃速差别较大, 这是由于这一瞬时的流场尚处于初始启动阶段, 其流场的特性与后续其它时刻的流场特性是有一定区别的, 但其燃速分布曲线的分布趋势与其它时刻是相似的。

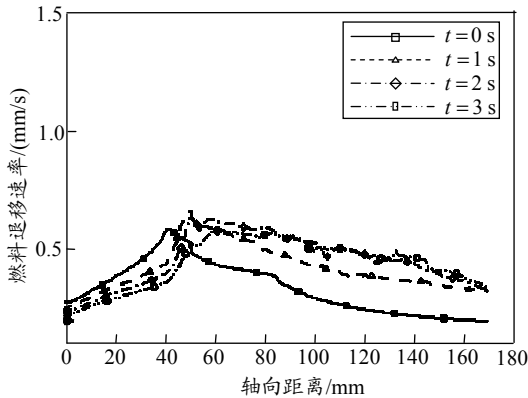


图 4 数值模拟的燃料退移速率

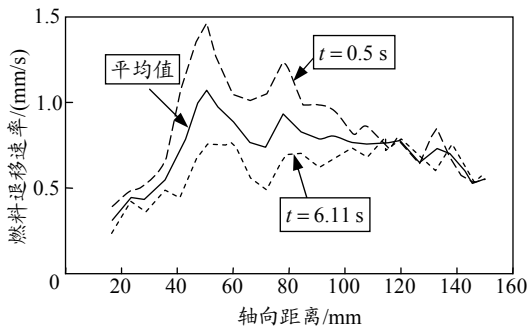


图 5 实验测量的燃料退移速率

3.4 沿轴向壁面压力分布压力

作为实验测量数据之一, 沿轴向壁面附近压力的测量方法如图 1 所示, 沿轴向壁面分布若干个测压空以测得壁面附近压力。笔者对燃烧室沿轴向壁面压力分布的计算结果与实验数据进行比较, 结果吻合较好。如图 6 所示, 总体来讲沿轴向壁面的压力是逐渐减小的, 随着时间的推移燃烧室的前段部分(包括火焰稳定段、收敛段、等截面段和扩散段的前面一部分)的壁面压力是逐渐降低的, 直至到整个燃烧室的沿轴向壁面压力接近相等, 在物理上即燃烧室的燃料壁面的几何特征接近于直线。在 $t=0$ s 时刻燃烧室火焰稳定段的压力分布在进入等截面段

时出现了跳动, 这是因为在 $t=0$ s 时刻如前文所提到的燃烧室处于初始启动状态, 产生了加热壅塞, 所以这一区域的压力变得很高。而在实验中测得的数据是经过延时处理的数据, 与理论上的初始状态的那一瞬态时刻的数据有一定的误差, 故数值模拟的 $t=0$ s 时刻的沿轴向壁面压力分布与实验测得的数据有一定差别, 这是合理的。

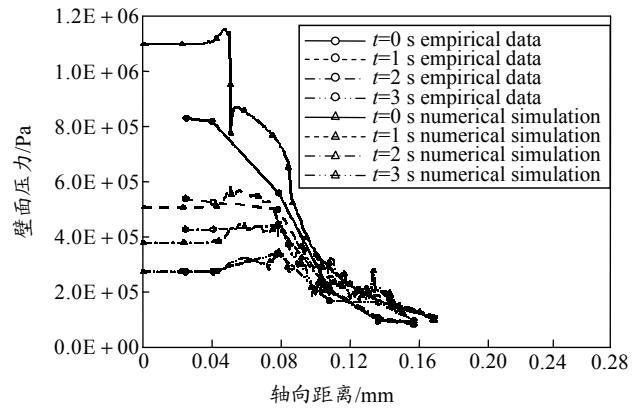


图 6 沿轴向壁面压力分布计算值与实验值比较

4 结论

笔者对一种以 PMMA 为燃料的固体燃料超燃冲压发动机的燃烧室进行了初步的数值模拟, 计算结果显示: Scramjet 燃烧室的初始流场($t=0$ s)特性包括马赫数分布、压力分布、温度分布等, 均与理论分析以及实验结果较为吻合, 后续几个时刻($t=1\sim 3$ s)的燃烧室流场特性的变化也满足理论分析。作为实验中具体测量的 2 组参数: 燃速以及沿轴向壁面压力分布, 前者的数值模拟结果与实验测量在数值大小范围上有一定的差距但数据分布趋势近似, 即先增大后减小; 后者的数值模拟结果与实验测量结果吻合较好, 包括数值大小以及分布趋势都基本一致。故笔者所提数值模拟方法基本可行, 但尚需进一步深入研究。

参考文献:

- [1] 刘君, 周松柏, 徐春光. 超声速流动中燃烧现象的数值模拟方法及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2008.
- [2] Witt M A. Investigation into the Feasibility of Using Solid Fuel Ramjets for High Supersonic/Low Hypersonic Tactical Missiles[D]. US: naval postgraduate school monterey ca, 1989.
- [3] Angus M J. An Investigation into the Performance Characteristics of a Solid Fuel Scramjet Propulsion Device[D]. US: naval postgraduate school monterey ca, 1991.

[4] Shimon Saraf, Alon Gany. Testing Metallized Solid Fuel Scramjet Combustor[C]. Beijing: XVIII International Symposium on Air Breathing Engines, 2007: 2-7.

[5] Jarymowycz T A, Yang V, Kuo K K. Numerical Study of Solid-Fuel Combustion Under Supersonic Crossflows[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(2): 346-353.

[6] Ben Arosh R, Natan B, Spiegler E. Mixing of Supersonic

Airflow with Fuel Added Along the Wall in a Sudden Expansion Chamber[C]. US: AIAA, 1997: 97-3241.

[7] Adela Ben Yakar, Benveniste Natan, Alon Gany. Investigation of a Solid Fuel Scramjet Combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(4): 447-455.

[8] 夏强. 固体燃料冲压发动机工作过程研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2011.

(上接第 15 页)

将聚黑-2 炸药放置在 32 °C (实测值) 预热间预热 40 min。压药压力设置为 130 MPa, 保压时间设置为 35 s, 压药方式采用一次性自动压制。经压制 15 颗, 其药柱高度均不合格, 均偏高 1~1.5 mm。在每压一颗药柱高度不合格的情况下, 笔者对压药压力、保压时间、压药小车 4 个角的定位柱高度进行了调整, 药柱高度一直无法达到产品图尺寸要求。在此, 通过分析断定: 由于药柱压制回弹性大, 药柱内部弹性应力随着压制压力的增大而增大, 导致一次性自动压制方式不能解决药柱高度技术问题。为解决药柱高度不合格技术问题, 笔者采取点动压制方式与自动压制方式相结合的方法, 对压制方式进行了改进。

1) 点动压制操作程序: 小车进室→压药→关灯→锁门→主泵启动次上升→油压机工作台下降→退模→开锁→开门→小车退出→载车左行→打自动位置。

2) 继续工艺试验: (工艺参数不变)

3) 操作程序: 先点动压制方式, 再采用自动压制方式。先用硫磺调整好药柱高度, 再进行对聚黑-2 炸药与药型罩压制, 经压制 15 药柱, 其结果药柱高度尺寸均达到产品图尺寸要求, 药柱与药型罩贴合紧密、完好无损。

工艺试验结果证明: 对高分子粘结炸药采取预热处理, 并采取点动压制方式与自动压制方式相结合的方式, 可解决高分子粘结炸药难以压制技术问题。经小批量生产考核, 药柱尺寸、密度均达到产

品图要求。

3 药型罩药柱密度分析

产品图技术条件规定: 药型罩药柱密度 $\geq 1.70 \text{ g/cm}^3$ 。随机抽取 3 颗药型罩药柱进行密度分析, 其结果如表 1。

表 1 随机抽取 3 颗药型罩药柱的密度分析

| 编号 | 密度/(g/cm ³) | 结论 |
|----|-------------------------|----|
| 5 | 1.703 | 合格 |
| 17 | 1.703 | 合格 |
| 22 | 1.707 | 合格 |

密度分析结果显示: 药型罩药柱密度合格, 符合产品图技术条件规定要求。

4 结论

在对压制技术安全与难点进行分析的基础上, 笔者设计了双锥金属药型罩压药模具, 选定了压药工艺参数, 并进行了压药工艺试验, 试验结果表明: 在安全生产条件下, 药柱质量达到了技术要求。今后, 还将对最佳工艺参数进行研究。

参考文献:

[1] 第五机械工业部第二〇四研究所. 火炸药手册[M]. 1981.

[2] 炸药理论编写组. 炸药理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 1982.

[3] 陈国光, 董素荣. 弹药制造工艺学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2004.

[4] 温士武, 姚兰英. 弹体装药与炮弹装配技术[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1990.