

单兵火箭燃气消焰设计的试验研究与数值模拟^{*}

武瑞清¹, 阮文俊², 李 昕², 马宏伟²

(1 中国兵器工业第 208 研究所, 北京 102202; 2 南京理工大学动力工程学院, 南京 210094)

摘 要: 为了有效实现单兵火箭武器的燃气消焰, 可以从火箭发动机的结构原理设计上加以改进。文中根据单兵火箭武器的消焰机理, 给出燃气消焰的结构设计方案; 同时搭建试验平台进行消焰装置的试验研究; 根据试验装置及装药条件, 建立内弹道数学模型并进行数值模拟。试验测试结果与数值模拟数据有较好的一致性, 证明该燃气消焰的方法是可行的。研究结果对未来单兵火箭武器的设计与试验有很大的指导作用。

关键词: 火箭发动机; 结构设计; 消焰; 内弹道; 数值计算

中图分类号: TJ711.1 文献标志码: A

The Experimental Research and Numerical Simulation of Flame Damper Design of Shoulder Launched Rocket

WU Ruiqing¹, RUAN Wenjun², LI Xin², MA Hongwei²

(1 No. 208 Research Institute of China Ordnance Industries, Beijing 102202, China;

2 School of Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to control the flame of exhausted jet efficiently, the principle and structural design of rocket engine can be further improved. In this paper, according to the mechanism research on the flame damper of shoulder launched rocket, the design scheme structure has been given. Moreover, a principle experiment was also been carried out on the test-bed. Considering test facilities and charging condition, the numerical analysis of interior ballistics was completed based on a mathematic model. With the good consistency between the simulation results and experimental data, the design of flame damper is proved to be feasible. The research contributes a lot to the design and experiment of shoulder launched rocket in the future.

Keywords: rocket engine; structural design; flame damper; interior ballistics; numerical calculation

0 引言

单兵火箭武器发射过程中, 火箭发动机工作时会产生长长的后喷火焰、火红的闪光和震耳欲聋的噪声, 使火箭武器的发射存在声、光、焰、烟等较大的缺陷^[1]。现今较为先进的单兵火箭武器、单兵便携式导弹, 具有火箭燃气消焰性能的有瑞典 AT4 CS、美国 M72E4、德国“铁拳”系列等。其中尤以 AT4 CS 的液体消焰原理的应用较为突出, 火箭发射时后喷液体, 发射筒后形成水雾, 可以有效抑制火箭发射存在的缺陷, 并且这种消焰原理已被多数单兵便携式导弹所采用^[2-3]。据查资料, 国内对这方面的研究还未见报道。

文中主要通过对已有单兵火箭武器消焰机理的认识, 结合文献^[4]所述的气液同轴喷雾的物理模型, 给出新的结构设计方案, 然后在试验研究及数值模拟的基础上, 对设计方案加以验证, 证明消焰方案的可行性及可靠性。

1 试验研究

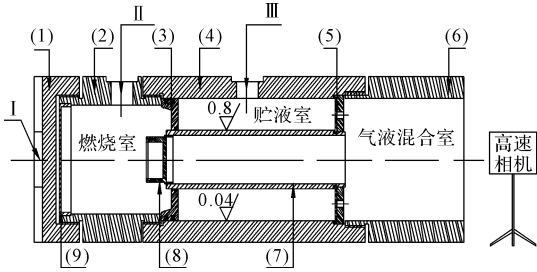
1) 燃气消焰方案。火箭发动机工作时, 火药燃气从中心喉道喷出, 高压液体从环绕喉道的一圈小孔喷射, 然后在气液混合室内混合流出, 通过气液混合流动实现燃气消焰的目的。

2) 试验研究方案。试验的测试内容包括对燃烧室壁面压力、贮液室壁面压力、发动机底部所受推力的测量; 为了能较好地体现液体的消焰

^{*} 收稿日期: 2008-05-13

作者简介: 武瑞清(1982-), 男, 内蒙古临河人, 助理工程师, 硕士, 研究方向: 固体火箭发动机以及内外弹道数值计算。

作用,试验设计为发动机工作到近一半时间,液体喷射完,之后为单纯燃气喷射,尾喷流场的流动情况由高速摄影拍摄。燃气消焰装置的总体结构及测试系统配置如图 1 所示。



(1)中间底;(2)燃烧室;(3)活塞;(4)贮液室;(5)雾化器;(6)混合器;(7)喉道;(8)点火具;(9)固药盘。I 推力传感器测点;II 燃烧室压力测点;III 贮液室压力测点。

图 1 燃气消焰装置总体结构及测试系统配置示意图

3) 气液两相流场的测试结果及分析。高速摄像

像拍摄的流场流动情况的时序截取照片见图 2。

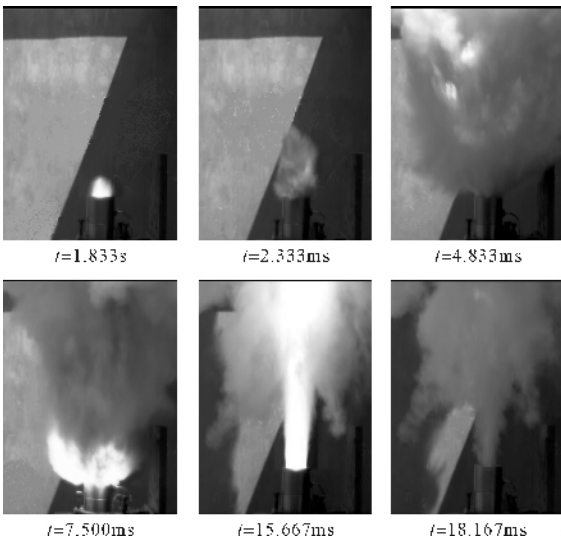


图 2 气液两相流场流动情况时序照片

由高速摄影照片可以看到,后喷液体的消焰作用是较为成功的。发动机点火后, $t=1.833\text{ms}$ 燃气冲破点火具流出, $t=2.333\text{ms}$ 封堵雾化器的压力膜片破裂,液体流出; $t=4.833\text{ms}$ 时刻前,由于液体的喷射,从气液两相混合流场的流动情况可以看出,有很明显的燃气消焰作用; $t=4.833\text{ms}$ 时刻后,由于液体已经喷射完,之后只有燃气流出,可以从 $t=7.500\sim 15.667\text{ms}$ 照片中看到耀眼的火光以及高速喷射的燃气, $t=18.167\text{ms}$ 时发射药已经燃完,此时还有较为浓密的烟流出。另外,从 $t=4.833\text{ms}$ 前后的照片中可以看出,气液混合流的流型较为扩散,而单纯燃气流的流型较为集中,有很高的燃气流速,因此,消焰方案的设计在一定程度上还可以实现

单兵火箭武器的“有限空间内发射”。

2 数学模型

火箭发动机工作过程的数值分析主要是内弹道数值模拟。根据燃烧室中装药的具体条件,为了方便给出燃气的一维非定常加质运动控制方程,提出以下基本假设:火药燃气的热力特征量为常数,并服从阿贝尔-诺贝尔状态方程;忽略流动过程中燃气与通道壁间的摩擦,不考虑粘性;药管采用表面点火温度准则,对于同一网格点,管内外同时点燃;每根药管的形状、尺寸与性质完全相同,燃烧规律也相同;不考虑侵蚀燃烧。

1) 燃气流动控制方程

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho A) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u A) &= \rho_{\text{T}} \dot{r} \frac{\partial A_{\text{b}}}{\partial x} + \dot{m}_{\text{ign}} \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho u A) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u^2 A + p A) &= p \frac{\partial A_{\text{b}}}{\partial x} - f_{\text{w}} S_{\text{w}} \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho A (u^2/2 + e)) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u A (h + u^2/2)) &= \\ & \rho_{\text{T}} r \frac{\partial A_{\text{b}}}{\partial x} H_{\text{f}} + H_{\text{ign}} \dot{m}_{\text{ign}} - \dot{q} S_{\text{w}} \\ dT_{\text{ps}}/dt &= (4\alpha_{\text{p}} h_{\text{c}}^2 (T_{\text{T}} - T_{\text{ps}})^3) / (3K^2 (T_{\text{ps}} - T_{\text{pi}})(2T_{\text{T}} - T_{\text{ps}} - T_{\text{pi}})) \\ h_{\text{c}} &= 1.56 \times 10^{-3} C_{\text{p}} P_{\text{r}}^{-0.6} \overline{M}^{0.1} (pu/R)^{0.8} T_{\text{af}}^{-0.67} \\ & (x_{\text{r}} d_{\text{h}})^{-0.1} (A/A_{\text{r}})^{0.4} \\ q &= h_{\text{c}} (T - T_{\text{ps}}) + \epsilon_{\text{p}} \sigma (T^4 - T_{\text{ps}}^4) \\ A &= \pi R_{\text{o}}^2 - \pi (R_{\text{w1}}^2 - R_{\text{n1}}^2) \times n_{\text{z}} + (R_{\text{w1}} - R_{\text{n1}}) \delta_1 \times n_{\text{z}} \\ S_{\text{w}} &= [2\pi (R_{\text{w1}} + R_{\text{n1}}) - \delta_1] \times n_{\text{z}} \\ \dot{r}_{\text{o}} &= \alpha e^{\sigma_0 p(T-T_0)} p^n \\ p(1 - \alpha \rho) &= \rho R T \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中: \dot{m}_{ign} 为点火器质量流率; \dot{q} 为燃气对装药单位表面的反向热流率; T_0 为装药初温; T_{ps} 为火药表面温度; h_{c} 为对流传热系数。

2) 贮液室液体喷射控制方程

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dV_{\text{l}}}{dt} &= -u_{\text{p}} A_{\text{l}} \\ \frac{d\rho_{\text{l}}}{dt} &= u_{\text{p}} A_{\text{l}} \rho_{\text{l}} / V_{\text{l}} + \dot{m}_{\text{l}} / V_{\text{l}} \\ \frac{du_{\text{p}}}{dt} &= A_{\text{l}} (p - p_{\text{l}}) / m_{\text{p}} - F_{\text{f}} \\ p_{\text{l}} &= \frac{K_1}{K_2} [(\rho_{\text{l}} / \rho_0)^{K_2} - 1] \\ \dot{m}_{\text{l}} &= C_{\text{A}} A_{\text{p}} \sqrt{2\rho_{\text{l}} (p_{\text{l}} - p_{\text{g}})} \end{aligned} \right. \quad (2)$$

式中: u_p 为活塞运动速度; A_l 为贮液室截面积; C_A 为液体喷射流量系数; A_p 为喷口截面积; F_f 为活塞运动阻力; m_p 为活塞质量。

3) 火箭发动机推力计算公式

文中研究的火箭发动机为一维轴对称体, 推力由高速后喷燃气和液体射流提供。火箭发动机推力定义为发动机固定不动时的情况, 则发动机轴向推力的计算公式为:

$$F = \dot{m}_k V_{k,e} + A_{k,e} (P_{k,e} + P_a) \quad (3)$$

由于燃气及液体喷射出口为突扩截面, 应考虑总压损失。总压损失系数可用下式表示:

$$\frac{P_{e2}}{P_{e1}} = 1 - \frac{k}{k+1} \lambda_e^2 \left(1 - \frac{A_{e1}}{A_{e2}}\right) \quad (4)$$

式中: A_{e1} 为突扩通道大端截面积, A_{e2} 为突扩通道小端截面积。

4) 补充方程

$$R = R_0 / \bar{M} \quad (5)$$

单位质量加质燃气的比焓:

$$h = C_p T + u^2 / 2 \quad (6)$$

单位质量推进剂的焓值:

$$H_f = H = e + u^2 / 2 + p / \rho \quad (7)$$

3 数值方法

1) 燃气流动控制方程的求解

一维非定常加质流动控制方程的求解采用麦克考麦克(Mac Cormack) 预估、校正两步差分格式离散求解, 稳定性条件采用 C. F. L 稳定性准则。燃烧室网格划分如图 3 所示, 横向 x 轴取等间距网格, 纵向 t 轴的网格间距由稳定性准则确定。

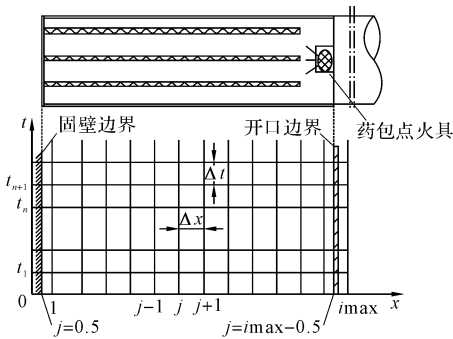


图 3 燃烧室离散网格划分

燃气流动控制方程用矢量形式表示为:

$$\partial U / \partial t + \partial F / \partial x = H$$

式中:

$$U = \begin{bmatrix} \rho A_p \\ \rho u A_p \\ \rho A_p (e + u^2 / 2) \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} \rho u A_p \\ \rho u^2 A_p + P A_p \\ \rho u A_p (h + u^2 / 2) \end{bmatrix}$$

$$H = \begin{bmatrix} \rho_T r \partial A_b / \partial x + \dot{m}_{ign} \\ P \partial A_p / \partial x - f_{\omega} S_{\omega} \\ \rho_T r H_f \partial A_b / \partial x + H_{ign} \dot{m}_{ign} - \dot{q} S_{\omega} \end{bmatrix}$$

2) 液体喷射控制方程的求解

液体喷射模型为一阶方程组, 可以采用经典龙格-库塔(Runge - Kutta) 四阶精度公式求解。求解过程中, 应保证龙格-库塔的求解步长与麦克考麦克的求解步长取其中的最小值。

3) 初始条件

点火药采用 3# 小粒黑火药, 药重 6.5g。点火药的装填采用自制点火药盒, 点火流量孔用赛璐珞膜片封装, 点火头采用低电压桥式电发火头。发射药采用管状改性双基药(GAN-3), 药重 130.8g。发射药的装填为多根管状平行装填, 由固药盘粘胶固定。

4) 边界条件

喉道点火具冲破及贮液室压力膜片破裂之前, 网格两端均采用固壁镜面反射法处理边界; 点火具冲破或压力膜片破裂后, 右边界流出源项分配到最后 3 个网格点上。数值边界条件: 在边界上采用半网格方法, 设置虚拟点与内点。解析边界条件: 当右边界为流出口时, 若流动是亚音速的, 则右端边界压力为外界压力, 管内流场受管外压力的影响; 若流动是超音速的, 可用临界条件下的假设代替出口边界条件, 管内流场不受管外压力的影响。

4 计算结果及分析

图 4、图 5 所示为点火后数值模拟结果。图中时间标识: $t_1 = 0.124ms$, $t_2 = 0.158ms$, $t_3 = 0.183ms$, $t_4 = 0.205ms$, $t_5 = 0.223ms$, $t_6 = 0.241ms$; 坐标标识: x 轴为燃烧室轴向, 代表燃烧室长度; y 轴为内弹道参数计算值。

图 4 显示了点火后不同时刻点火压力波阵面沿燃烧室轴向由底部点火处向头部传播的过程。随着装药表面的不断点燃, 燃烧室底部压力上升加快, 燃烧室内的压力梯度不断增大。在 t_6 时刻, 燃烧室底部压力峰值已达到 0.28MPa; 图 5 显示了燃气速度沿轴向分布规律。可以看出, 速

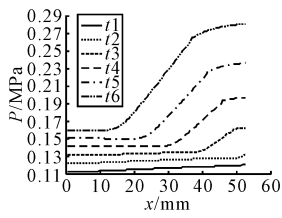


图 4 压力沿轴向变化曲线

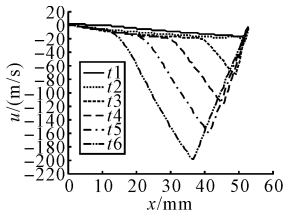


图 5 速度沿轴向变化曲线

度峰值沿燃烧室底部逐渐向头部传播,对应压力波向前递变的过程。负向速度峰值由压力波阵面引起,不同时刻的负向速度传播和压力波递变相联系。随着点火时间的增加,速度峰值越来越大,在 t_6 时刻,负向速度峰值已达到 -206.8m/s 。速度沿 x 轴负向传播,取为负值。

图 6、图 7 所示为点火具剪切后数值计算结果。图中时间标识: $t_1 = 0.575\text{ms}$, $t_2 = 0.613\text{ms}$, $t_3 = 0.651\text{ms}$, $t_4 = 0.689\text{ms}$, $t_5 = 0.726\text{ms}$, $t_6 = 0.765\text{ms}$;坐标标识: x 轴为燃烧室轴向,代表燃烧室长度; y 轴为内弹道参数计算值。

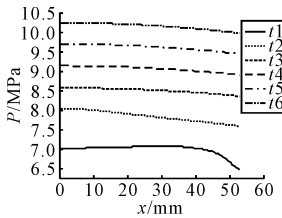


图 6 压力沿轴向变化曲线

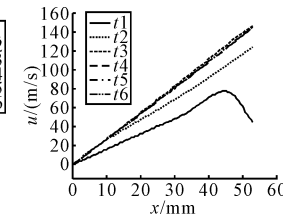


图 7 速度沿轴向变化曲线

图 6 显示了点火具剪切后不同时刻的压力分布规律。点火具剪切后,燃气开始流出,压力沿轴线逐渐下降,且压力在左边界较高,出口端较低。 t_1 时间点火具剪切后,压力分布逐渐趋于平缓,燃气开始稳定流出;图 7 显示了燃气速度沿轴向分布规律。点火具剪切后,燃气开始流出,速度呈正值,沿燃烧室轴向逐渐增大。在 t_1 时刻,速度存在正峰值为 78m/s ,在出口处跌落。这是因为点火具未剪切时,燃气速度沿燃烧室轴向传播,在受到燃烧室头部固壁面的阻挡反射后,速度反向传播到燃烧室底部;点火具剪切后,燃气急速膨胀由喉道流出,出现速度值跌落的现象。在左端固定壁面处,燃气速度为零,只有燃气生成。

图 8 ~ 图 10 所示为燃烧室测点压力曲线数值模拟结果与试验值的比较。

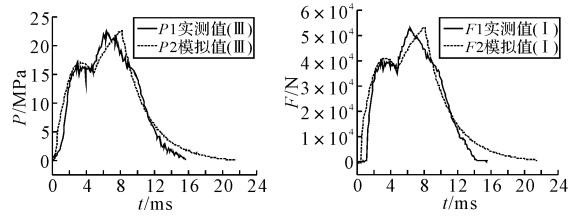


图 9 贮液室测点压力-时间曲线 图 10 发动机轴向推力-时间曲线

由图 8 可知,燃烧室的压力曲线在 $2 \sim 4.8\text{ms}$ 有稳定的平台工作段, 4.8ms 后出现压力峰。这是因为 4.8ms 前,液体和燃气是同时喷射的,有较为稳定的工作段; 4.8ms 后,由于液体已经喷完,活塞运动到贮液室底部将喷液孔堵死,此时只有燃气出口,燃烧室压力上升达到一个压力峰,但压力曲线还未达到平台,发射药燃烧面积已减小,压力下降。这点通过参考高速摄影照片也可以得到验证。

由图 9 可知,贮液室的压力曲线在 3.8ms 时有个小的跌落。这是因为此时活塞恰好运动到贮液室的测压孔,由于活塞有一定的厚度正好将测压孔封堵,使得压力传感器在很短的时间未能测得压力,但应变式压力传感器有一定的迟滞性,此时的实测值为惯性压力值。

图 8 与图 9 的压力曲线较为接近,这是因为活塞与贮液室、喉道的接触间隙用固体油密封,且滑动接触面光滑、阻力小,仅有燃气流动沿轴线方向上压力值大小的差异。

由图 10 的推力曲线可知,推力在 4.8ms 前的气液同时喷射的情况下,存在一个相对稳定的工作段,推力值也能达到性能要求。在 4.8ms 时,液体已经喷射完,活塞运动到贮液室底端与雾化器撞击的瞬间,推力值有所跌落。

5 结论

根据试验研究与数值模拟的结果,可以证明文中提出的燃气消焰结构设计方案,可以有效地实现单兵火箭武器的燃气消焰作用。计算结果与试验数据虽存在一些偏差,但曲线的形状符合得较好,仍然可以作为定性分析的可靠依据。误差产生的原因有两点:数学模型建立在基本假设

射出去。

4 结论

建立了炮射云爆弹战斗部抛射时间的数理模型,用具体的算例对数学模型进行了验证,分别得到了抛射时间对抛射力以及战斗部速度的影响。从最后静态抛射的试验看,仿真的设计和数值计算的结果比较合理,满足了设计的要求,因而文中所得数据能为云爆弹抛射时间的设计以及相关弹体结构设计提供重要的参考价值。

参考文献:

[1] 杨冬梅,王晓鸣. 动能弹对有限厚土壤介质靶侵彻的数值仿真[J]. 弹箭与制导学报,2003,23(5):58-60.

(上接第 156 页)

的条件下,发射药的燃烧及燃气的流动与实际情况有偏差;压力测量造成的误差。

同时得到以下有意义的结论及展望:1)在保证火箭发动机固有性能参数的基础上,设计合理的火箭发动机结构可以实现气液同轴喷射,不仅起到消焰作用,还可以降低噪声、消烟;2)结合火箭的无后坐发射技术与配重物平衡抛射原理,调节喷液孔的形状、大小及数量,控制液体与燃气喷射的同步性,在一定程度上可以实现单兵火箭的“有限空间内发射”。3)建立完善的气液两相混合流动模型,在流场数值模拟的基础上,优化雾化器的结构设计,使消焰的作用更加显著。

参考文献:

[1] 董师颜,张兆良. 固体火箭发动机原理[M]. 北京:

[2] 濮良贵,纪名刚. 机械设计[M]. 北京:高等教育出版社,1996:134-136,392-408.

[3] 孔维红,姜春兰,王在成. 子母弹橡胶管燃气抛射模型及其数值计算[J]. 弹箭与制导学报,2005,25(1):149-151.

[4] 吕秉峰,刘幼平,董凤云,等. 定容条件下火药实际燃烧规律的数值模拟[J]. 火炸药学报,2007,30(6):72-74.

[5] Forrester M J. Penetration into dry porous rock [J]. Int. J. of Solids Struct,1986,22(12): 1485-1500.

[6] 葛涛,王明洋,李晓军,等. 弹体冲击混凝土半无限靶的侵彻阻力与深度计算[J]. 振动与冲击,2008,27(1):107-110.

北京理工大学出版社,1995.

[2] Sanford M, DelGuidice T A. Energy absorbing counter mass for shoulder-launched rocket weapon [R]. ADD019605,2000.

[3] Canaday M, Watson F. Shoulder-launched multi-purpose assault weapon with a removable rocket tube and spotter barrel[R]. ADD0179259,1995.

[4] 刘卫东,吴晋湘,王振国,等. 大流量同轴式喷注器雾化过程及喷雾两相流数值模拟研究[J]. 推进技术,1995(5):7-13.

[5] 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,1991:74-121.

[6] 翁春生,王浩. 计算内弹道学[M]. 北京:国防工业出版社,2006:404-407.