

# 火药起动系统对发动机起动性能的影响分析

孙海雨<sup>1</sup>, 刘志让<sup>2</sup>

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 针对采用火药起动器起动的泵压开式循环液体火箭发动机, 对其起动系统进行了分析和研究。建立了液体火箭发动机火药起动器计算模型和起动系统燃气管路流场计算模型。将所建立的起动系统模型应用于发动机系统仿真, 对发动机火药起动过程进行仿真, 分析了起动系统中火药起动器参数和燃气管路参数对发动机起动性能的影响, 确定了主要影响参数和影响规律。火药起动器火药药柱内径、火药药柱长度以及燃气管路火药起动器喷管喉部直径为强影响因素; 燃气管路涡轮喷嘴喉部直径和管路出口直径在确保发动机火药起动主要工况段燃气管路流场流态为额定工况流态的前提下, 为弱影响因素。试验数据验证表明, 发动机起动系统的仿真结果正确、可信。

**关键词:** 液体火箭发动机; 起动系统; 火药起动器; 燃气管路; 数值仿真

**中图分类号:** V430-34   **文献标识码:** A   **文章编号:** 1672-9374 (2012) 04-0032-06

## Influence of gunpowder start system on starting performance of liquid rocket engines

SUN Hai-yu<sup>1</sup>, LIU Zhi-rang<sup>2</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Aiming at the pumping pressure open cycle liquid rocket engine which is started by solid start cartridge (SSC), the performance of the start system is studied in this paper. The simulated model of SSC in the start system and the numerical model of the powder gas pipeline were established to simulate the process of gunpowder start. The influence of SSC and gas pipeline parameters on start performance of engine is analyzed to ensure the main influence parameters and regular patterns. It is found that the powder quantity of SSC and the diameter of the first throat in the powder gas pipeline are the most effective factors to the engine's start characteristic. The diameter of the powder gas pipeline's second throat and the diameter of the powder gas pipeline's outlet are the least ones in the case of that the powder gas pipeline's flow field keeps rated condition. The simulated result of the start system was proven in engine hot tests.

**Keywords:** liquid rocket engine; start system; solid start cartridge; gas pipeline; numerical simulation

收稿日期: 2011-11-13; 修回日期: 2012-02-15

基金项目: 国家“863”项目(2008AA7050406)

作者简介: 孙海雨 (1983—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机总体设计

## 0 引言

泵压式液体火箭发动机 (简称发动机) 有多种起动方式, 火药起动方式由于具有起动能量高、体积小、系统结构简单、工作可靠及起动加速能力好等特点, 被广泛应用于工程中。

在液体火箭发动机整个工作过程中, 起动过程是一个非常重要的阶段, 在此期间, 发动机参数 (流量、压强、温度及涡轮泵转速等) 急剧变化, 是发动机能否正常进入主级工况的关键。起动系统对发动机的起动性能具有重要影响, 因此需要对火药起动系统对起动过程的影响进行深入详细的分析。

## 1 火药起动系统计算模型

火药起动系统通常由火药起动器和火药燃气管路组成, 其结构示意图如图 1。在发动机火药起动的初始阶段, 火药起动器中的火药装药点火燃烧, 产生高温高压火药燃气, 经过燃气管路的传输 (完成降压和加速), 从涡轮喷嘴中喷出, 吹动涡轮高速旋转, 驱动泵工作, 确保发动机的快速起动。其关键参数包括: 火药起动器火药装药内径和长度、火药起动器喷管喉部直径、涡轮喷嘴喉部直径和涡轮喷嘴出口直径等。

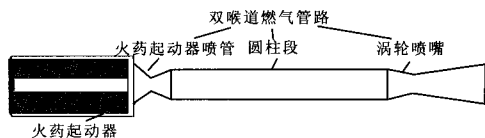
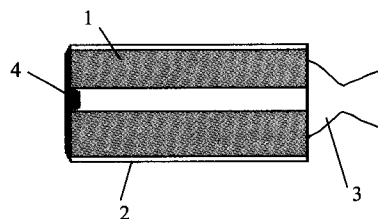


图 1 火药起动系统结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of gunpowder start system

### 1.1 火药起动器计算模型

火药起动器是发动机火药起动系统的关键部件之一, 主要通过壳体内火药的燃烧为发动机起动提供初始能量。火药起动器由壳体、固体火药装药、喷管以及点火装置组成 (如图 2 所示), 其中火药装药 (简称药柱) 常采用单孔管状结构, 如图 3 所示。



1-固体火药装药; 2-壳体; 3-喷管; 4-点火装置

图 2 火药起动器结构示意图

Fig. 2 Structure diagram of SSC

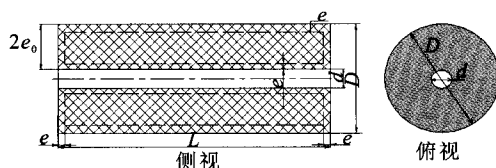


图 3 单孔管状药柱结构示意图

Fig. 3 Structure diagram of tube-like

powder cylinder with single hole

在火药起动器火药的燃烧过程中, 火药起动器喷管入口截面处总压  $p_0$  是不断变化的, 为了能够更加准确地分析火药起动器及其后火药燃气管路的工作特性, 需要对总压  $p_0$  的变化进行分析和计算。

在等截面装药通道中起动器喷管入口处总压  $p_0$  近似等于沿装药长度的平均压强  $\bar{p}$  (见图 2)。火药起动器内燃气平均压强  $\bar{p}$  的变化由燃气质量生成率、喷管中排出的燃气质量流率以及燃烧室中燃气质量变化率所决定。火药起动器中火药装药常采用单孔圆柱型, 其燃烧方式为端面 and 侧面燃烧, 燃气压强沿其轴向变化不大, 此时有如下假设:

- 1) 零维假设, 即燃气流动参数取其沿轴向的平均值;
- 2) 火药装药燃烧完全, 燃烧产物组分不变, 且燃烧温度等于推进剂的等压燃烧温度;
- 3) 火药燃气为完全气体, 服从完全气体状态方程;
- 4) 装药燃烧服从几何燃烧定律;
- 5) 不考虑火药燃烧时的侵蚀效应。

在以上假设下, 推导可以得到起动器的微分方程:

$$\frac{V_g}{RT_0} \frac{dp}{dt} = A_b \bar{a} \bar{p}^n \left( \rho_p - \frac{\bar{p}}{\chi RT_0} \right) - \Gamma A_t \bar{\varphi} \frac{\bar{p}}{\sqrt{\chi RT_0}} \quad (1)$$

式中:  $V_g$  为燃气占有的容积, 即燃烧室自由容

积;  $\Gamma = \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$ ;  $R$  为火药燃气气体常数;

$T_0$  为火药燃烧温度;  $k$  为燃气绝热指数;  $\bar{p}$  为燃烧室平均压强;  $A_b$  为装药燃烧面积;  $A_t$  为起动机喷嘴喉部面积;  $a$ 、 $n$  为燃速公式中的系数, 可由试验得出;  $\rho_p$  为推进剂装药密度;  $\varphi$  为流量修正系数;  $\chi$  为热损失修正参数。

对于采用单孔柱状火药装药的火药起动机, 其药柱燃烧面积计算公式为:

$$A_b = \frac{\pi}{2} (D+d) (D-d+2L-8e) \quad (2)$$

式中:  $e$  为火药药柱燃烧肉厚。对于特定的火药起动机, 其燃烧室自由容积也为燃烧肉厚  $e$  的函数, 即:

$$V_g = V_g(e) \quad (3)$$

同时

$$de/dt = \bar{a} \bar{p}^n \quad (4)$$

由公式 (1) ~ 公式 (4) 计算即可得到火药起动机内燃气平均压强的变化曲线。

## 1.2 燃气管路流场计算模型

燃气管路结构如图 4 所示, 在设计工况下, 燃气流经火药燃气管路时, 首先在火药起动机喷嘴中由亚音速加速到超音速, 同时由于背压的作用在火药起动机喷嘴扩张段某截面处形成一道激波, 超音速减速成亚音速, 然后以亚音速通过中间圆柱段流入涡轮喷嘴, 在涡轮喷嘴加速到超音速, 最终以超音速从出口喷出。设计工况下燃气管路马赫数云图如图 5 所示。

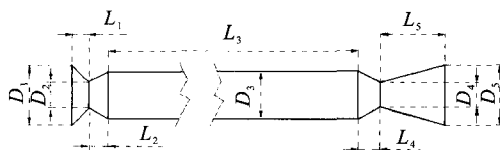


图 4 火药燃气管路结构

Fig. 4 Structure of gunpowder gas pipeline

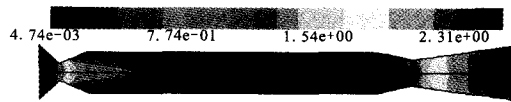


图 5 火药燃气管路马赫数云图

Fig. 5 Contour for Mach number of gunpowder gas pipeline

燃气管路流场计算时采用以下假设:

- 1) 燃气的比热比、气体常数不变;
- 2) 气流参数沿燃气管路横截面不变, 仅沿轴线方向变化, 即一维假设;
- 3) 燃气在火药燃气管路中的流动为不可逆绝热流动, 总温保持不变;
- 4) 燃气在拉瓦尔喷管中产生激波前的流动为等熵流动, 考虑喷管中的摩擦损失时, 对各级喷管取一个总压恢复系数; 在中间圆柱段中考虑摩擦损失。

在以上假设条件下, 有如下计算方程。

质量流量计算方程:

$$q_{m1} = A \Gamma \frac{P_c}{\sqrt{RT_0}} q(Ma) \quad (5)$$

$$q(Ma) = \frac{\rho V}{\rho_{cr} V_{cr}} = Ma \left[ \frac{2}{k+1} \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (6)$$

$$\Gamma = \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (7)$$

式中:  $A$  为燃气管路任意截面处面积;  $Ma$  为燃气马赫数;  $T_0$  为燃气总温;  $R$  为燃气气体常数;  $\Gamma$  为气动函数, 是比热比  $k$  的函数。

拉瓦尔喷管计算方程:

$$\frac{A}{A_t} = \frac{1}{Ma} \left[ \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \left( \frac{2}{k+1} \right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (8)$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \quad (9)$$

$$\frac{p_0}{p} = \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (10)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (11)$$

式中:  $A_t$  为喷管喉部直径;  $T$  为燃气温度;  $p$  为

燃气压强;  $\rho$  为燃气密度;  $T_0$  为燃气滞止温度;  
 $p_0$  为燃气滞止压强;  $\rho_0$  为燃气滞止密度。

激波计算方程:

$$Ma_2^2 = \frac{Ma_1^2 + \frac{2}{k-1}}{\frac{2k}{k-1} Ma_1^2 - 1} \quad (12)$$

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \frac{\left[ \frac{(k+1) Ma_1^2}{2 + (k-1) Ma_1^2} \right]^{\frac{k}{k-1}}}{\left( \frac{2k}{k+1} Ma_1^2 - \frac{k-1}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}} \quad (13)$$

式中:  $Ma_1$  为激波前的马赫数;  $Ma_2$  为激波后的马赫数;  $p_{01}$  为激波前的滞止压强;  $p_{02}$  为激波后的滞止压强。

摩擦管计算方程:

$$4\bar{f} \frac{L}{D} = \frac{Ma_4^2 - Ma_3^2}{k Ma_3^2 Ma_4^2} + \frac{k+1}{2k} \ln \left[ \frac{Ma_3^2 \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma_4^2 \right)}{Ma_4^2 \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma_3^2 \right)} \right] \quad (14)$$

式中:  $\bar{f}$  为摩擦管平均摩擦系数;  $L$  为管长;  $D$  为管直径;  $Ma_3$  为管路入口马赫数;  $Ma_4$  为管路出口马赫数。

## 2 发动机火药起动仿真

利用火药起动器计算模型、燃气管路计算模型以及发动机主要组件动态计算模型建立发动机火药起动模型, 并对该模型进行编程计算。由火药起动器参数计算火药起动器性能参数, 然后通过燃气管路计算模型计算管路出口处燃气的流量、总温、总压、马赫数及静温等参数, 从而计算火药起动提供给涡轮的初始轴功率。在初始假设转速下 (100 r/min) 根据泵后各部件的流量和压力平衡计算不同转速下发动机的工作参数, 利用剩余功率通过涡轮泵的动力学方程可计算下一时间点涡轮泵的转速值, 从而形成循环, 直至发动机达到平衡不再变化, 就此完成了发动机的火药起动过程仿真。发动机工作关系如图 6 所示。

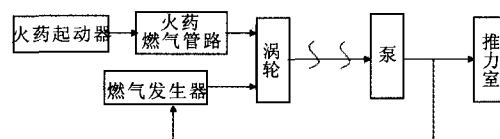


图 6 发动机工作关系简图

Fig. 6 Diagram of engine working relationship

## 3 计算模型验证

### 3.1 火药起动器计算模型验证

利用已有试验数据对火药起动器计算模型进行验证, 图 7 为某型号发动机火药起动器平均压强计算值与试验值的对比图。由图 7 可以看出计算值与试验值的吻合度高, 说明火药起动器计算模型精度可以达到工程应用要求。

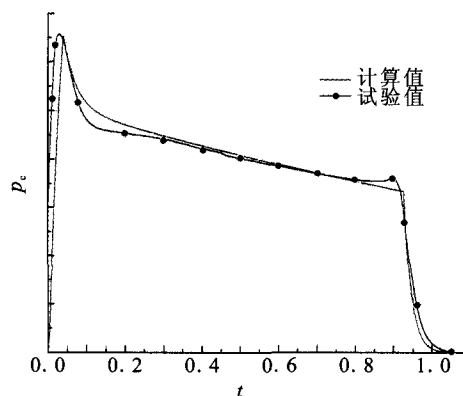


图 7 火药起动器平均压强计算验证

Fig. 7 Calculation and verification of SSC average pressure

### 3.2 燃气管路流场计算模型验证

为了确定所建立燃气管路流场计算模型的可用性, 利用该模型对某型号发动机燃气管路进行了计算, 并将计算结果与试验结果进行了对比, 如图 8 所示。由图 8 可以看出, 模型计算结果与试验结果吻合度较好, 说明该模型满足工程应用要求。

### 3.3 发动机火药起动仿真模型验证

为验证所建立的发动机火药起动仿真模型的精确度, 利用该模型对某型号发动机进行了计算,

并将计算结果与试车结果进行了对比,如图9所示。可见所建模型的计算结果与试验数据吻合较好,说明该模型符合工程应用要求。

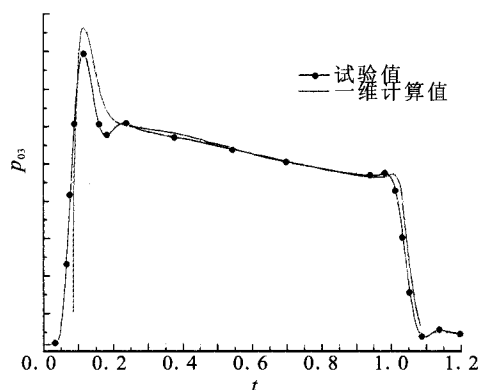


图8 燃气管路计算模型验证

Fig. 8 Verification of gas pipeline calculation model

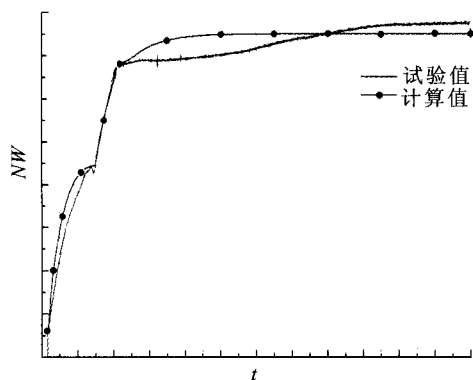


图9 发动机火药起动模型验证

Fig. 9 Verification of engine gunpowder start model

## 4 火药起动系统对发动机起动性能的影响

利用火药起动器模型、燃气管路模型及发动机起动模型,研究在火药燃气管路流场为额定流态情况下,火药起动系统药柱内径、药柱长度、火药起动器喷管喉部直径、涡轮喷嘴喉部直径和涡轮喷嘴出口直径对发动机起动性能的影响。

### 4.1 药柱内径对发动机起动性能的影响

火药起动器火药装药内径的不同,将引起火

药量的变化,从而对发动机起动性能产生影响。药柱长度及外径不变前提下,改变药柱内径时,不同火药量下发动机的起动情况进行了仿真计算。计算结果表明:药柱内径对发动机起动性能影响显著,在确保发动机能够起动的前提下,药柱内径增大,造成药量减少,提高了发动机起动加速性,但减小了涡轮泵转速的起动最大值;药柱内径不能大于一定值,否则发动机将无法起动至额定工况。

### 4.2 药柱长度对发动机起动性能的影响

火药起动器火药装药长度的不同,也将引起火药量的变化,对发动机起动性能产生影响。对药柱内外径不变时,不同药柱长度下发动机起动情况进行了仿真计算。计算结果表明:药柱长度对发动机起动性能影响显著,药柱长度增大,造成药量增加,提高了发动机起动加速性,增大了涡轮泵转速的起动最大值;药柱长度不能低于一定值,否则发动机将无法起动至额定工况。

### 4.3 火药起动器喷管喉部直径对发动机起动性能的影响

对火药起动器喷管喉部直径  $D_2$  不同的发动机起动情况进行了仿真计算(见图10),结果表明:在满足燃气管路流场为额定流态前提下,火药起动器喷管喉部直径越小,火药起动的工作时间越短,发动机的加速性越好,涡轮泵起动最大转速越大。所以,火药起动器喷管喉部直径要保持在一定范围之内,  $D_2$  过小,则将使涡轮泵起动最大转速过高;  $D_2$  过大,则将使发动机无法起动至额定工况。

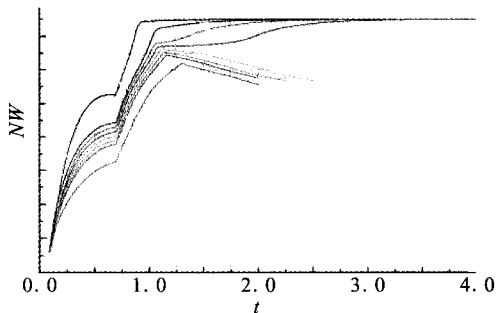


图10  $D_2$ 变化时发动机起动曲线

Fig. 10 Influence of  $D_2$  on the engine's starting capability

#### 4.4 涡轮喷嘴喉部直径对发动机起动性能的影响

对不同涡轮喷嘴喉部直径  $D_4$  情况下, 发动机的起动情况进行了仿真计算 (见图 11), 结果表明: 在一定范围内, 即在设计点附近, 涡轮喷嘴喉部直径对发动机起动性能的影响较弱。

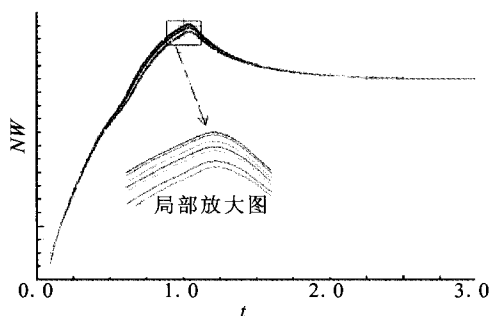


图 11  $D_4$  变化时发动机起动曲线

Fig. 11 Influence of  $D_4$  on the engine's starting capability

#### 4.5 涡轮喷嘴出口直径对发动机起动性能的影响

对不同涡轮喷嘴出口直径  $D_5$  情况下, 发动机的起动情况进行了仿真计算 (见图 12), 结果表明: 在一定范围内, 即在设计点附近, 涡轮喷嘴出口直径对发动机起动性能的影响非常微弱, 弱于轮喷嘴喉部直径  $D_4$  的影响。

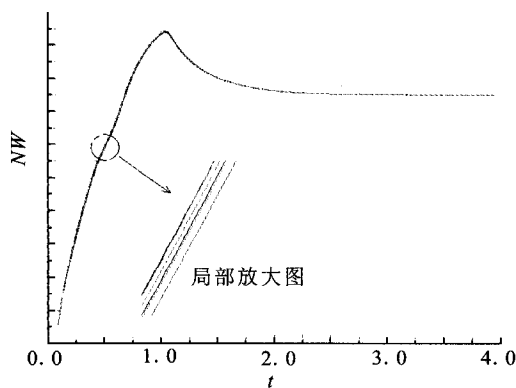


图 12  $D_5$  变化时发动机起动曲线

Fig. 12 Influence of  $D_5$  on the engine's starting capability

## 5 结论

1) 火药起动器中药柱内径对发动机起动性能

影响显著: 药柱内径减小造成了火药量增多, 提高了火药起动系统做功能力, 提高了涡轮泵起动最大转速, 同时降低了发动机起动加速性。

2) 火药起动器中药柱长度对发动机起动性能影响显著: 药柱长度增大造成了火药量增多, 提高了火药起动系统做功能力, 提高了涡轮泵起动最大转速, 提高了发动机起动加速性。

3) 火药起动器喷管喉部直径对发动机起动性能影响显著, 随着起动器喷管喉部直径的增大, 涡轮泵起动最大转速减小, 发动机起动加速性降低。

4) 涡轮喷嘴喉部直径和涡轮喷嘴出口直径对发动机起动性能的影响不明显。

#### 参考文献:

- [1] 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.
- [2] ANDERSON J D, Jr. Fundamentals of aerodynamics [M]. USA: Maryland University, 2001.
- [3] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2007, 11.
- [4] 任汉芬, 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
- [5] 孙海雨. 火药起动系统双喉道管路工作特性分析[J]. 火箭推进, 2010, 36(1): 43-49.
- [6] 吴继平, 陈健, 王振国. 带二次流的多喷管超声速引射器性能实验研究 [J]. 强激光与粒子束, 2007, 19(9): 1439-1443
- [7] 张忠利. 超音速二次喉道扩压器气动特性研究[J]. 火箭推进, 2001, 27(3): 14-22.
- [8] 吴继平, 王振国. 第二喉道超声速引射器启动性能理论研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 803-809.
- [9] 魏超, 张忠利. 深空探测发动机热环境研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 1139-1144.
- [10] 陈建华, 卢钢, 张贵田, 等. 冷却环带喷注结构对煤油超临界液膜的影响研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 336-341.
- [11] 张忠利. 高空滑行期间燃烧室温度仿真方法研究[J]. 火箭推进, 2001, 27(6): 14-18.

(编辑: 马 杰)