

凝胶推进剂火箭发动机工作过程仿真研究*

黄敏超¹ 余勇² 朱恒伟² 刘胜¹

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073) (2. 第二炮兵装备研究院, 北京 100085)

摘要 基于系统分解方式, 建立凝胶推进剂火箭发动机工作过程的数学模型, 并采用液流试验数据对其进行修正. 由于同时考虑液体的惯性、粘性和压缩性, 所以本文建立的常微分方程组能反映管道中推进剂流动的分布特性. 通过对发动机工作过程仿真分析, 为发动机型号研制提供参照和依据.

关键词 凝胶推进剂火箭发动机, 工作过程, 仿真

引言

凝胶推进剂是在液体推进剂中加入固体颗粒(铝粉、镁粉等)均匀混合、再添加凝胶剂使固体粒子悬浮其中而形成的胶状物质, 预计它在运载火箭、导弹和空间飞行器动力系统中有着广泛的应用前景^[1,2,3]. 与传统推进剂(比如液氧、液氢、煤油、四氧化二氮、偏二甲肼、一甲基肼等)相比, 它不仅具有安全性好、密度大和比冲高的优点, 而且在发动机应用中的可操作性强. 但凝胶推进剂属于非牛顿流体, 其流变特性不同于符合牛顿流体规律的常规液体推进剂, 它的应用对发动机系统的设计和试验提出了新的课题. 文献[4]分析了偏二甲肼胶体的粘度与时间、温度、剪切速率及金属粉末含量之间的关系, 集中反映了凝胶推进剂的流变特性. 文献[5]通过分析发现凝胶推进剂的流变特性是影响雾化特性的关键参数, 同时也明显地影响雾化的模式, 反映了凝胶推进剂雾化过程的流变特性. 本文拟在文献[6]所得的流动阻力特性基础之上, 通过数学建模和仿真分析, 研究凝胶推进剂火箭发动机管道充填过程特性和推力室脉冲程序, 进一步为凝胶推进剂动力系统的研制提供参考信息.

1 仿真模块数学模型

火箭发动机主要由液体管道、充填管道、燃烧室、喷管等部件组成, 它们的数学模型在本质和形式上具有一定的通用性. 利用这一特点, 可建立各个部件的仿真模块, 并由仿真模块拼装火箭发动机仿真

模型, 然后进行其工作过程通用仿真. 这样, 既提高了程序的通用性, 又大大减少了程序的修改难度.

1.1 管道模块

若把一根管道分为 N 段, 这会形成 $2N$ 个独立变量, 它们是 N 个压力 p_i 和 N 个流量 q_i . 结合文献[7]中管内凝胶推进剂速度随径向的分布公式和文献[8]中的建模方法, 导出凝胶推进剂流动为层流时的微分方程为:

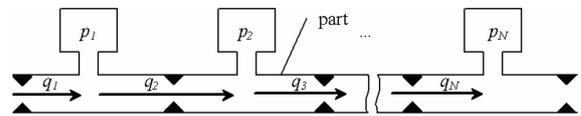


图1 管道分段示意图

Fig. 1 Illustration of a divided pipeline

$$R_i \frac{dq_i}{dt} = p_{i-1} - p_i - \xi_i \frac{q_i |q_i|^{n-1}}{\rho^n} - \Delta p_{y_i} + h_i \rho g, \quad i = 2, \dots, N \quad (1)$$

$$X_i \frac{dp_i}{dt} = q_i - q_{i+1}, \quad i = 1, \dots, N-1 \quad (2)$$

式中 $R_i = l/(NA)$, $\Delta p_{y_i} = 4l\tau_y/(Nd)$, $h_i = h/N$, $X_i = V\rho/(NK)$, V 是管道容积, l 是管道长度, d 是管道内径, ρ 是推进剂密度, K 是推进剂体积弹性模量, n 是凝胶推进剂的流动性系数, τ_y 是凝胶推进剂的屈服应力. q_i, p_N 的微分方程与这根管道的边界条件有关, 必须与其它部件联合求解. 在 Visual C++ 6.0 中, 组织(1)式和(2)式计算的函数原型为

```
void PipeLine(Module part, double * y, double * dydt)
```

对象 $part$ 代表管道, 状态变量指针 y 表示 q_i, p_i , 导数指针 $dydt$ 表示 $dq_i/dt, dp_i/dt$. 这样, 用“PipeLine”函

2006-10-19 收到第1稿, 2007-04-11 收到修改稿.

* 武器装备预研项目(103020302)

$$\tau) \eta_c - \frac{\gamma_2}{\gamma_2 - 1} R_2 T_2(t) q_2(t)] \quad (24)$$

式中 k 是组元比, T 是燃烧室温度, p 式燃烧室压力, τ 是燃烧时滞, η_c 是燃烧效率. (22) 式、(23) 式和(24) 式的组织计算可用一个函数“Combustion_Chamber”来实现,其原型为

```
void Combustion_Chamber
( Modul part, double * y, double * dydt)
```

1.4 喷管模块

喷管流量为

$$q = \begin{cases} \frac{\mu p_c A_t}{\sqrt{RT_c}} \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}, & \frac{p_a}{p_c} \leq \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \\ \frac{\mu p_c A_t}{\sqrt{RT_c}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_a}{p_c}\right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_a}{p_c}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}, & \frac{p_a}{p_c} > \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases} \quad (25)$$

式中 μ 是喷管流量系数, p_a 是环境压力, p_c 是燃烧室燃气压力. (25) 式的组织计算可用一个函数“Nozzle”来实现,其原型为

```
void Nozzle( Module part, double * y, double * dydt)
```

2 仿真结果分析

2.1 充填过程分析

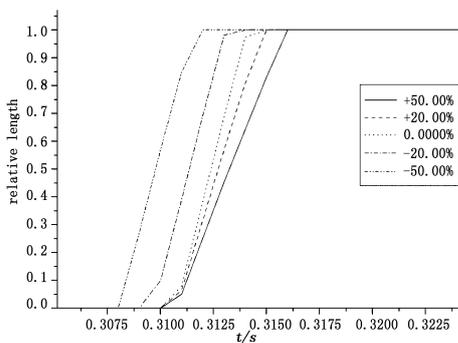


图 3 推力室 B 中毛细管相对长度曲线

Fig. 3 Relative length curve of capillary in combustion chamber B

当毛细管长度改变以后,毛细管充填过程推进剂流量的瞬态值和稳态值都将发生相应的变化. 因为毛细管是阻力部件,它的沿程阻力与其长度成正比,这样由于阻力的不同会引起供应系统的流动状态不一样. 在图 3 和图 4 中,相对长度定义为某时刻推进剂在毛细管中的充填长度与毛细管长度之比,百分比表示毛细管实际长度与其设计值之间的相对变化率. 从图中知,对于不同的毛细管长度,推进剂充填的起始时刻和终止时刻都是不一样的,这是由于毛细管是第二

个充填部件(集液腔是第一个充填部件)以及不同的毛细管长度对应不同的供应系统状态所致.

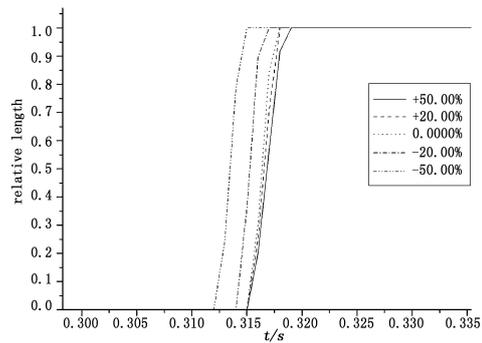


图 4 推力室 C 中毛细管相对长度曲线

Fig. 4 Relative length curve of capillary in combustion chamber C

2.2 脉冲程序分析

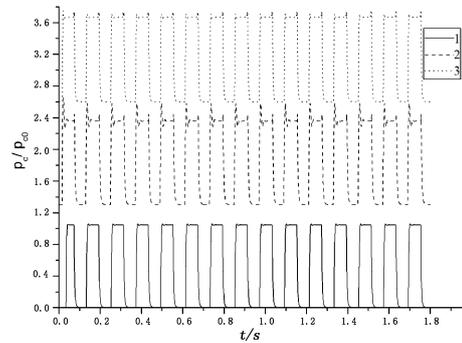


图 5 燃烧室压力曲线

Fig. 5 Pressure curve of combustion chamber

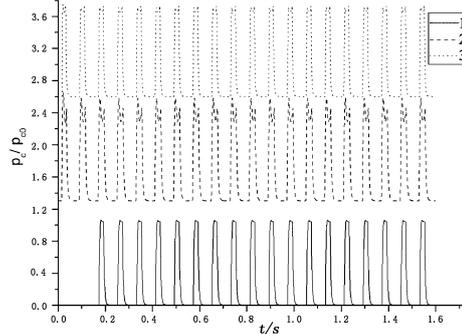


图 6 燃烧室压力曲线

Fig. 6 Pressure curve of of combustion chamber

从图 5(1 - P_A/P_{A0} , 2 - P_B/P_{B0} + 1. 3, 3 - P_C/P_{C0} + 2. 6) 知,在脉冲程序为 0. 06s/0. 06s 时,燃烧室压力有 35ms 左右工作在额定值附近,脉冲重复性好,脉冲时间适中,推荐用于发动机脉冲程序设计. 从图 6 知,在脉冲程序为 0. 02s/0. 06s 时,由于脉冲工作时间短,凝胶推进剂在第一个和第二个脉冲内没有充填完集液腔和毛细管,使得推力室 A 在这段时间内没有建压;加之,在脉冲工作时间内,燃烧室压力

持续出现波动,因此这种脉冲程序予以淘汰。

3 结论

本文采用 Visual C++ 6.0 编制仿真软件,研究了凝胶推进剂火箭发动机工作过程的充填特性和脉冲程序特性,在一定程度上指导了发动机试车,节省了发动机试车成本,加快了发动机研制步伐,其结果对设计推力室脉冲程序有着十分重要的意义。此外,本文所做的工作是进行凝胶推进剂火箭发动机工作过程瞬态特性深入研究的基础,在此基础上可以深入分析凝胶推进剂火箭发动机的流量匹配特性、水击特性和推力调节特性,同时可以对发动机进行稳定性分析。

参 考 文 献

- 1 禹天福. 美国凝胶液氢(胶氢)的研究. 导弹与航天运载技术,2002,258: 59~65 (Yu Tianfu. Gelled liquid-hydrogen research in America. *Missiles and Space Vehicles*, 2002,258:59~65 (in Chinese))
- 2 禹天福. 胶体推进剂的研究与应用. 导弹与航天运载技术,2002,259:36~43 (Yu Tianfu. Research and application of gelled propellant. *Missiles and Space Vehicles*, 2002, 259:36~43 (in Chinese))
- 3 Shai Rahimi, Dov Hasan, Arie Petretz. Preparation and characterization of gel propellants and simulants. *AIAA*, 2001:3264
- 4 禹天福. 偏二甲肼胶体流变学研究. 火箭推进, 2004, 30(3): 36~41 (Yu Tianfu. Rheology study of gelled uns-dimethylhydrazine. *Journal of Rocket Propulsion*, 2004, 30(3):36~41 (in Chinese))
- 5 杨伟东, 张蒙正. 凝胶推进剂流变及雾化特性研究与进展. 火箭推进, 2005, 31(5): 37~42 (Yang Weidong, Zhang Mengzheng. Research and development of rheological and atomization characteristics of gelled propellants. *Journal of Rocket Propulsion*, 2005, 31(5): 37~42 (in Chinese))
- 6 杨伟东, 张蒙正. 凝胶推进剂模拟液直圆管流动特性初步研究. 火箭推进, 2006, 32(3): 12~17, 23 (Yang Weidong, Zhang Mengzheng. Investigation of flow characteristics in straight round pipe of gelled propellant simulants. *Journal of Rocket Propulsion*, 2006, 32(3): 12~17, 23 (in Chinese))
- 7 Kent T. Chojnacki and Douglas A. Feikema. Atomization studies of gelled bipropellant simulants using planar laser induced fluorescence. *AIAA*, 1995:2423
- 8 黄敏超, 王新建, 王楠. 补燃循环液体火箭发动机启动过程的模块化仿真. 推进技术, 2001, 22(2): 101~103 (Huang Minchao, Wang Xinjian, Wang Nan. Modular simulation on the start process for staged combustion cycle liquid propellant rocket engine. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(2): 101~103 (in Chinese))

SIMULATION STUDY OF GELLED PROPELLANT ROCKET ENGINE IN THE WHOLE OPERATION PROCESS*

Huang Minchao¹ Yu Yong² Zhu Hengwei² Liu Sheng¹

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

(2. Equipment Academe of the Second Artillery, Beijing 100085, China)

Abstract This paper established the mathematical models of the whole operation process of gelled propellant rocket engine based on system disassembly. In order to obtain higher precision in simulation calculation, we made use of the propellant flowing experiment results to adjust the parameter values of some important characteristics. The established ordinary differential equation set can synchronously take the inertia, viscosity and compressibility of liquid into account, so it can generally reflect the distributed characteristics of the operation process in the supplying system. Based on the simulation data, the dynamic characteristics of the engine were discussed. The results can provide some references for designing the gelled propellant rocket engine in the future.

Key words gelled propellant rocket engine, operation process, simulation

Received 19 October 2006, revised 11 April 2007.

* Pre - Study Item of Armament Equipment(103020302)