

文章编号: 1000-8055(2005)04-0698-04

卫星推进系统发动机启动 过程数值仿真

苏龙斐¹, 张黎辉¹, 潘海林²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;

2. 北京控制工程研究所, 北京 100080)

摘要: 以一维管道瞬变流理论和特征线方法为基础, 建立了仿真系统部件流体动力学模型。计算方法采用带内插的特征线方法和四阶龙格库塔法。对燃烧室模型, 考虑燃烧时滞的影响, 计算了卫星推进系统发动机在启动过程中各参数的变化。仿真结果与卫星推进系统热试车试验结果基本吻合。结果表明计算模型较好地描述了发动机启动过程中的水击和管流振荡现象, 采用的仿真方法符合精度要求, 在工程上可为卫星推进系统的设计与试验提供指导。

关键词: 航空、航天推进系统; 数值仿真; 燃烧时滞; 水击; 管道; 特征线方法; 龙格库塔法

中图分类号: V434.1

文献标识码: A

Numerical Simulation on the Starting Process of Satellite Propulsion System

SU Long-fei¹, ZHANG Li-hui¹, PAN Hai-lin²

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Control Engineering Inst, Beijing 100080, China)

Abstract: The analytical model was developed using the water hammer and one-dimensional fluid transient theory. The combustion time delay was considered. All system parameter changes during the propulsion system engine starting process were considered. The characteristic method and the classical Runge-Kutta method were adopted for simulation. The simulation results are consistent with experiments. The results show that these models give reasonable descriptions for water hammer and flow oscillation during engine starting process. The simulation methods meet the accuracy requirements and could provide guidance for designs and experiments of propulsion system.

Key words: aerospace propulsion system; numerical simulation; combustion time delay; water hammer; channel; characteristics method; Runge-Kutta

空间液体火箭发动机已广泛应用于航天飞机、飞船、动能拦截器、卫星、多级运载器之中, 其

主要作用是轨道控制、姿态控制、航天器的对接和交会、着陆等。空间推进系统在发动机启动、转级

收稿日期: 2004-08-30; 修订日期: 2005-01-08

作者简介: 苏龙斐(1979-), 女, 河南周口人, 北京航空航天大学宇航学院硕士生, 主要从事液体火箭发动机静动态特性研究。

和关机的瞬间, 流量和压力会产生扰动脉动波, 即瞬变流现象(也称水击现象)。为保证空间飞行器上推进系统安全、可靠和高质量地工作, 需要研究水击强度在管路中的空间分布和流动过程中的时间分布等动态特性及其影响因素, 这对系统设计与分析具有重要意义。在国内的一些文献[1~5]中对发动机的水击现象进行了理论分析与研究介绍, 但需要与工程上真实的热试车试验结合起来进行研究。本文针对卫星上的推进系统, 建立动态数学模型^[6~8], 对管内非定常流动, 采用带内插的特征线方法^[9]。燃烧室压力的计算采用四阶龙格库塔法^[10]。并与热试车结果进行了对比, 计算结果比较理想, 为试验提供了理论依据, 并验证了模型和方法的准确性。

1 理论模型

1.1 流体动力学模型

连续方程和运动方程组成一对准线性双曲型微分方程:

$$H_t + \frac{a^2}{g} V_x = 0$$

$$gH_x + V_t + \frac{f}{2D} V|V| = 0 \quad (1)$$

方程适用于微可压流如: 低速流动的液体, 这里, 未知量 H, V 是压头和速度, a 是声速, f 是达西-威斯巴哈摩擦系数, D 是管内径。

1.2 管路模型(数值积分)

对方程(1)采用特征线方法变换得到有限差分格式:

$$C^+ : H_i = C_P - BQ_i$$

$$C^- : H_i = C_M - BQ_i \quad (2)$$

式中: Q 为体积流率以替代流速, 下标 i 是管路中第 i 个网格点。 C_P 与 C_M 是流量与压强的表达式, B 是常量。

1.3 阀门开启模型

阀门打开特征模型如下:

$$\tau_v = \left(\frac{t}{t_c}\right)^{Em} : t \leq t_c$$

$$\tau_v = 1 : t > t_c \quad (3)$$

式中: τ_v 为阀门开度, 当 $\tau_v = 1$ 表阀门完全开启状态, t_c 是阀门动作时间, 阀特性参数 Em 通常由阀门制造商提供。

1.4 喷注器模型

$$Q = Q_0 \sqrt{(H - H_c)/H_0} \quad (4)$$

式中: Q 和 Q_0 分别是瞬态时和稳态时流经喷注器的体积流量, H_0 和 H_c 分别是稳态时流经喷注器的推进剂的定常压降和燃烧室入口的压强, H 是瞬态时喷注器入口压头。

1.5 边界条件

在阀门处: 采用流量相等, 阀前用 C^+ 特征线求解, 阀后用 C^- 特征线求解。

在贮箱处: 用 C^- 相应方程沿左特征线计算, 其它条件是贮箱水头恒为定常。

在推力室处: 用 C^+ 相应方程沿右特征线计算, 其它条件由阀门方程给出。

1.6 燃烧室模型

燃烧室压力的模型:

$$\frac{V_c}{RT} \frac{dP_c}{dt} = m_{oc}(t - \tau_c) + m_{ic}(t - \tau_c) - \left[\frac{\Gamma \cdot A_i}{\sqrt{RT}} - \frac{V_c}{(RT)^2} \frac{\partial (RT)}{\partial K_c} \frac{dK_c}{dt} \right] P_c \quad (5)$$

燃烧室内燃气混合燃烧室内燃气混合比的模型:

$$\frac{dK_c}{dt} = \frac{(1 + K_c)RT}{P_c V_c} \cdot [m_{oc}(t - \tau_c) - K_c m_{ic}(t - \tau_c)] \quad (6)$$

上式中:

$$RT = e^{A_1 K_c^2 + A_2 K_c + A_3}$$

$$\Gamma = \sqrt{\gamma[2/(\gamma + 1)]^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}} \quad (7)$$

系数 A_1, A_2, A_3 由一组热力计算的理论值(即不同 K_c 值下的一组 RT)用最小二乘法拟合得到。 P_c, V_c, R, T, K_c 分别是燃烧室的压力、体积、燃气气体常数、燃气温度、推进剂在燃烧室内气态组元的混合比, A_i 是喷管的喉部面积, m_{oc} 和 m_{ic} 分别是喷注器出口处的氧化剂流量和燃料流量, γ 是燃气的比热比。 τ_c 是推进剂的燃烧时滞。

2 计算方法

对管内非定常流动, 采用特征线方法, 把运动方程和连续方程变换成特殊的全微分方程, 然后对全微分方程沿特征线方向积分得到便于数值处理的有限差分方程。燃烧室压力的计算采用四阶龙格库塔法解一阶常微分方程, 因方程阶数不高, 但刚性较大, 特别在启动和关机过程中。本计算采

用不等步长的方法,常微分方程的积分步长是管道参数计算步长的十分之一,这样既保证了常微分方程计算的稳定性,又缩短了计算时间。

3 数值仿真结果及分析

某卫星推进系统的简化图如图 1 所示:该系统为双组元推进系统,燃料为一甲基肼(MMH),氧化剂为四氧化二氮(N_2O_4),系统为恒压式挤压系统,增压气体为氦气。整个系统由气路增压系统,推进剂贮存供应系统(1 个氧化剂贮箱,1 个燃料贮箱)和发动机系统(1 台轨控发动机,4 台姿控发动机)等部分组成。本文仅给出了主发动机(轨控发动机)的工作情况。

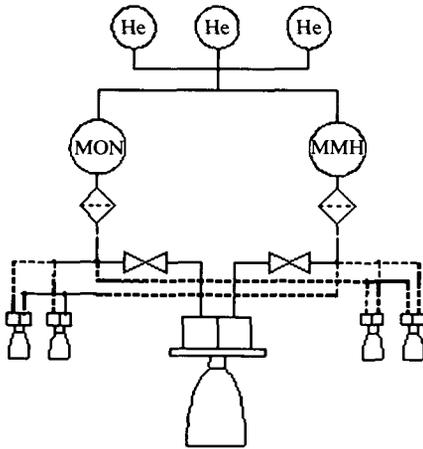


图 1 卫星推进系统简图

Fig. 1 The sketch of satellite propulsion system

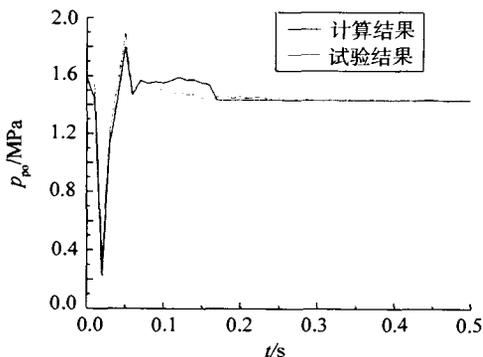


图 2 氧化剂喷注器入口压力变化曲线

Fig. 2 The inlet pressure of oxidant injector

计算了启动过程中卫星推进系统各参数的变化。喷注器前的压力、燃烧室压力、流量见图 2~图 5。

由图 2~图 5 可见,启动瞬间压力、流量振荡

剧烈,然后很快达到稳定状态,反映了启动过程中的水击现象。由图 4 和图 5 可以看出,在发动机启动过程中,同一台发动机的燃烧室压力曲线与流量曲线相比较,前者的振荡频率小于后者。通过计算发现,加大燃烧时滞,计算出启动过程中燃烧室

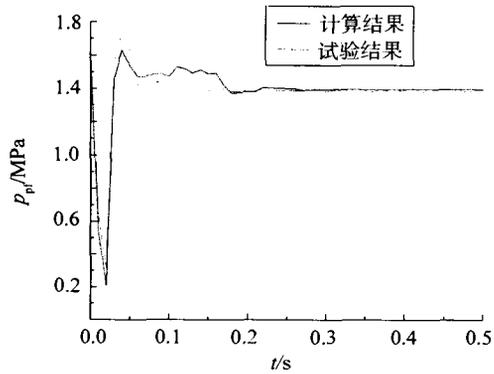


图 3 燃料喷注器入口压力变化曲线

Fig. 3 The inlet pressure of fuel injector

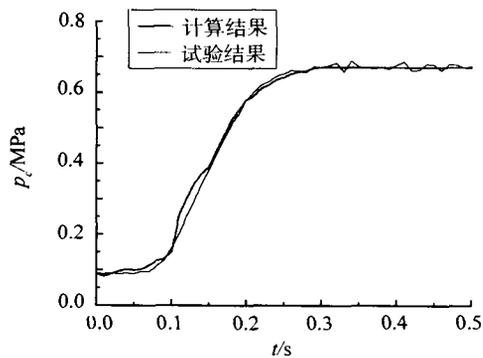


图 4 发动机燃烧室压力变化曲线

Fig. 4 The chamber pressure of rocket

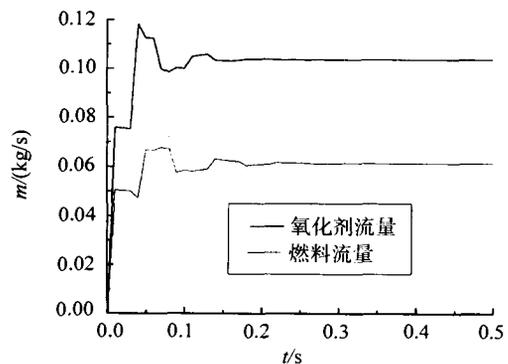


图 5 推进剂流量变化曲线

Fig. 5 The flux of propulsion

压力振荡更为剧烈,发动机的响应较慢,达到稳态所需的时间加长。因为燃烧时滞增大,推进剂需要

较长的时间才能燃烧,燃烧室开始工作时积累的推进剂流量较多,压力振荡就比较剧烈。因此,为了提高推进系统在响应过程中的响应能力,应设法减小燃烧时滞。仿真结果与卫星推进系统热试车试验结果基本一致,较好地反映了启动过程中的水击特性。仿真结果验证了所建立的数学模型的准确性,采用的仿真方法符合精度要求,在工程上为卫星推进系统的设计与试验提供了指导。

参考文献:

- [1] 张黎辉,李家文,张雪梅,等. 航天器推进系统发动机动态特性研究[J]. 航空动力学报,2004,19(4):543~549.
ZHANG Li-hui,LI Jia-wen,ZHANG Xue-mei,et al. The Dynamic Characteristics Study of Spacecraft Propulsion System Engine[J]. *Journal of Aerospace Power*,2004,19(4):543~549.
- [2] 李家文,张黎辉,张雪梅,等. 空间推进系统静动态特性仿真软件研究[J]. 推进技术,2004,25(2):148~151.
LI Jia-wen,ZHANG Li-hui,ZHANG Xue-mei,et al. Study of Common Simulation Software for the Static and Dynamic Characteristic of Space Propulsion System [J]. *Journal of Propulsion Technology*,2004,25(2):148~151.
- [3] 程谋森,刘昆,张育林. 推进剂供应管路内液体瞬变流一维有限元计算[J]. 推进技术,2000,21(4):12~15.
Chen Mousen,Liu kun,Zhang Yulin. One Dimensional Finite Element Solutions for Liquid Transients in Propellant Feedlines[J]. *Journal of Propulsion Technology*,2000,21(4):12~15.
- [4] 沈赤兵,陈启智. 小推力推进系统启动过程的分析[J]. 宇航学报,1997,18(3):33~39.
Shen Chibing,Chen Qizhi. Analysis of the Starting Process of Low-Thrust Propulsion System[J]. *Journal of Astronautics*,1997,18(3):33~39.
- [5] 陈新华,聂万胜,戴德海. 小推力液体火箭推进系统脉冲工况数值模拟[J]. 装备指挥技术学院学报,2003,14(1):54~57.
Chen Xinhua,Nie Wansheng,Dai Dehai. Numerical Simulation of Pulse Operaiton for Small Thrust Liquid Rocket Propulsion Systyem[J]. *Journal of the Acaedemy of Equipment Command & Tehchnology*,2003,14(1):54~57.
- [6] 聂万胜,陈新华,戴德海,等. 姿控推进系统发动机关机的管路瞬变特性[J]. 推进技术,2003,24(1):6~8.
Nie Wansheng,Chen Xinhua,Dai Dehai,et al. Transient Characteristics during Shut Down Operation of Liquid Feedline for Attitude Control Propulsion Subsystem [J]. *Journal of Propulsion Technology*,2003,24(1):6~8.
- [7] Lin T Y,Baker D. Analysis and Testing of Propellant Feed System Priming Process[J]. *Journal of Propulsion and Power*,1995,11(3):505~511.
- [8] Prickeet R P,Mayer E,Hermel J. Water Hammer in a Spacecraft Propellant Feed System [R]. *AIAA - 88 - 2920, Boston, Massachusetts*,1998.
- [9] Wylie E B,Streeter V L. 瞬变流[M]. 清华大学流体传动与控制教研组译. 北京:水利电力出版社,1983.
- [10] 颜庆津. 数值分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1999.