

文章编号: 1000-8055(2004) 04-0546-04

航天器推进系统发动机动态特性研究

张黎辉¹, 李家文¹, 张雪梅¹, 金广明², 魏彦祥²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;

2. 上海动力机械研究所, 上海 200233)

摘要: 以一维流体瞬变理论为基础, 采用特征线有限差分格式, 编制航天器推进系统液体推进剂火箭发动机动态过程的通用仿真软件, 并对某多台发动机系统的动态特性进行研究。结果表明, 该模型较好地描述了系统瞬变特性和水击现象, 所开发的软件可方便进行其它推进系统的分析, 为发动机系统设计和优化提供指导。

关键词: 航空、航天推进系统; 航天器推进; 液体推进剂火箭发动机; 特征线法; 动态特性; 水冲击

中图分类号: V 439. 7

文献标识码: A

Dynamic Characteristics Study of Spacecraft Propulsion System Engine

ZHANG Li-hui¹, LI Jia-wen¹, ZHANG Xue-mei¹,

JIN Guang-ming², WEI Yan-xiang²

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China;

2. Shanghai Institute of Power Machinery, Shanghai 200233, China)

Abstract: Based on the transient theory of one dimensional fluid, finite difference scheme of characteristic line method is employed. The general simulation software for dynamic process of spacecraft propulsion system engine is formulated. The dynamic characteristic of an engine system are studied. The results show that the model preferabl describes system transient properties and water hammer phenomenon. The simulation software can conveniently analyze other propulsion systems and provide guidance for the design and optimization of engine systems.

Key words: aerospace propulsion system; spacecraft propulsion;
liquid-propellant rocket engine; method of characteristics;
dynamic characteristics; water hammer

航天器推进系统液体推进剂火箭发动机绝大部分时间是在非稳态条件下工作的, 各轨控、姿控发动机频繁地进行着起动与关机, 系统的动态过程十分复杂。同时航天器推进系统发动机是在高空条件下工作的, 模拟高空状态下的热试车费用非常高, 周期也长。因此, 采用数值仿真的方法进

行空间发动机系统动态特性的研究是非常重要的。

文献[1~4]分别采用有限元方法、四阶龙格—库塔方法和特征线方法等对某一简单发动机系统的瞬变过程进行了研究, 而对于多发动机复杂管网系统的动态过程研究较少, 特别是关于动态

特性通用仿真方法的研究更是微乎其微。本文正是针对多发动机复杂管网系统进行了动态仿真软件的研制和仿真计算。

1 系统动力学模型

1.1 液体管路动力学方程

假设管流是一维绝热流动,壁面摩擦应力服从定常流平方律形式,则连续方程和运动方程如下^[5]:

$$\frac{\partial p}{\partial t} + v \frac{\partial p}{\partial x} + \rho a^2 \frac{\partial v}{\partial x} = 0$$

$$\frac{\partial p}{\rho \partial x} + v \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial t} + \frac{fv|v|}{2d} = 0$$

式中: v 为速度; p 为压力; a 为管流声速; ρ 为流体密度; f 为管壁摩擦系数; d 为管路直径。

上述方程式(1)和(2)是一对拟线性双曲型偏微分方程, v 和 p 是因变量, t 和 x 是自变量,可用特征线法进行差分求解。

1.2 燃烧室动力学方程

燃烧室中的物理化学过程十分复杂,这里仍采用集中参数模型,即假设推进剂进入燃烧室变成燃气是经过一个燃烧时滞后瞬间完成的。由燃烧室质量守恒方程和状态方程等,经化简得燃烧室压力方程:

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{1}{V_c} \left[\dot{m}_c(t - \tau_c) RT_c - \Gamma_c A_v P_c \cdot \overline{RT_c + \frac{p_c V_c}{RT_c} \frac{\partial RT_c}{\partial r_c} \frac{dr_c}{dt}} \right]$$

式中: $\dot{m}_c$ 为推进剂流量; V_c 为燃烧室容积; r_c 为推进剂混合比; τ_c 为燃烧时滞; Γ_c 为燃烧室热力系数; RT_c 为燃烧室的燃气热值,通常随燃烧室压力和混合比的变化而变化。

燃烧室混合比方程:

$$\frac{dr_c}{dt} = \frac{(1 + r_c) RT_c}{p_c V_c} \cdot [m_{\omega}(t - \tau_c) - r_c m_d(t - \tau_c)]$$

式中: m_{ω} 、 m_d 为燃烧室氧化剂和燃烧剂流量。

1.3 边界条件

空间推进系统是复杂的多管路、多元件系统,因此其边界条件也是非常复杂的,文中采用的几种边界条件如下:

(1) 管路上游为贮箱: 空间发动机通常采用挤压式输送系统中恒压式系统,贮箱增压压力基本保持不变,液柱静压和惯性压力的影响相对较小,忽略流体流出贮箱进入管路的损失,认为贮箱

出口压力恒定。

(2) 管路中有阀门: 利用阀门方程和与之相连接的上下管路方程,即可确定阀门处边界点的参数。对于阀前连接非短管路,阀后紧挨喷注器情况下的阀门方程为:

$$Q_v = \Gamma Q_0 \sqrt{(p_{in} - p_v) / \Delta p_{ov}}$$

式中: Q_0 、 Δp_{ov} 为稳态时通过阀门的流量与压力; Q_v 为通过阀门的瞬时流量; p_v 为阀门出口压力; p_{in} 为与阀门相连接的上游管路最后一微元段压力; Γ 为阀门开度的变化规律,由实验确定,若无实验数据,可用如下方法计算:

当阀门打开时:
$$\begin{cases} \Gamma = (t/t_c)^m & t < t_c \\ \Gamma = 1 & t \geq t_c \end{cases}$$

当阀门关闭时:
$$\begin{cases} \Gamma = (1 - t/t_c)^m & t < t_c \\ \Gamma = 0 & t \geq t_c \end{cases}$$

式中: t_c 为阀门接受信号后开始动作到结束动作时间; m 为阀门开度变化规律表达式指数项。

喷注器方程:

$$Q_{ij} = Q_0 \sqrt{(p_v - p_e) / \Delta p_{oij}}$$

式中: Q_0 、 Δp_{oij} 为稳态时通过喷注器的流量与压降; Q_{ij} 为瞬时流量。

(3) 管路分支

在空间发动机输送系统中,由于多个发动机共用该系统,造成推进剂管路的分支,通常忽略分支处压力损失,采用分之处点各支路压力相等、流量平衡来计算。

2 通用仿真方法研究

对于空间推进系统,发动机台数多,工作状态多,系统结构复杂。为开发通用仿真软件,便于采用特征线差分法计算,把系统中的基本元件如贮箱、管路,集中阻力、三通、电磁阀和燃烧室等分为三类: 第一类元件(管路) 模块内保存模型的计算结果; 第二类元件(燃烧室) 模块内保存模型的计算结果; 第三类元件(贮箱、集中阻力、三通、电磁阀) 作为连接元件,为管路和燃烧室提供边界条件。

采用面向对象的程序设计语言 C++ 编写空间推进系统动态特性仿真软件。该软件可表示为图 1 所示的 4 个模块: 输入模块、建立模型模块、求解模块和输出模块。

输入模块是仿真计算的基础,保存了系统仿真模型的全部信息,包括仿真系统信息(组成、参

数)、元件模块信息(类型、序号)、元件模块连接关系信息及模块设置参数等。

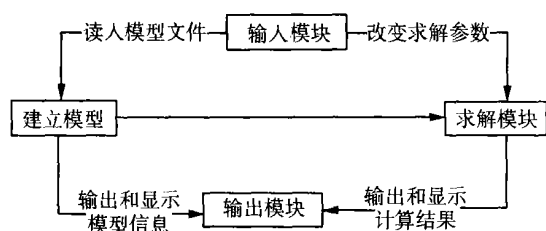


图 1 模块化建模与仿真软件的总体组成

Fig. 1 The main assembly of modularization model building and simulation software

建立模型模块是根据输入模块提供的系统元件连接关系和系统参数等自动完成模块元件的动态生成与初始化、元件连接。

通过求解模块、输出模块进行计算,并显示模型、曲线,查看数据等^[6]。

利用该软件可进行不同调整参数下推进系统的动态仿真;各种发动机组合模式下启动、关机过程的动态仿真;推进系统故障模式的动态仿真等。

3 仿真结果与分析

某航天器推进系统共有 3 种类型 24 台发动机:4 台 2500 N 发动机—A 类,12 台 150 N 发动机—B 类,8 台 25 N 发动机—C 类,双组元推进剂为 MMH/ N_2O_4 。

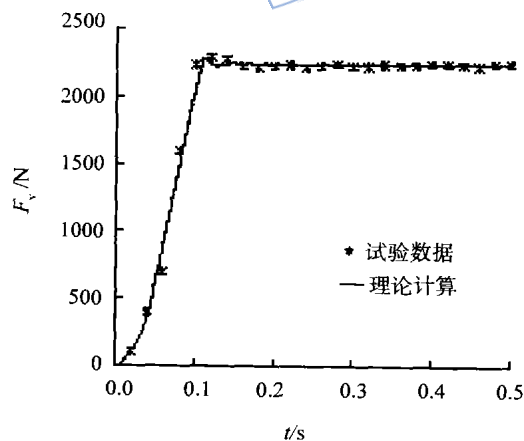


图 2 A 发动机启动过程推力变化曲线

Fig. 2 The thrust of A rocket in start process

整个系统发动机台数较多,结构非常复杂,为了便于计算和分析,根据实际系统原理图(略),按基本元件进行分解。该系统分为 108 段管路,24

台发动机,48 个氧化剂和燃料电磁阀。

图 2 给出 A 类发动机真空推力的理论计算和试验结果的对比,从中可看出,该计算模型较好

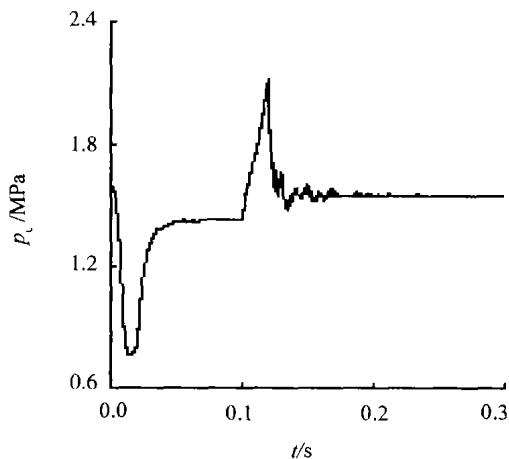


图 3 A1 发动机氧化剂电磁阀前压力变化曲线

Fig. 3 The pressure in front of oxidant electromagnetic valve of A1 rocket

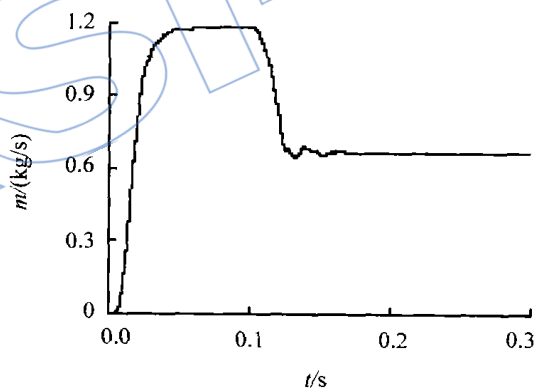


图 4 氧化剂贮箱出口流量变化曲线

Fig. 4 The outlet flux of oxidant tank

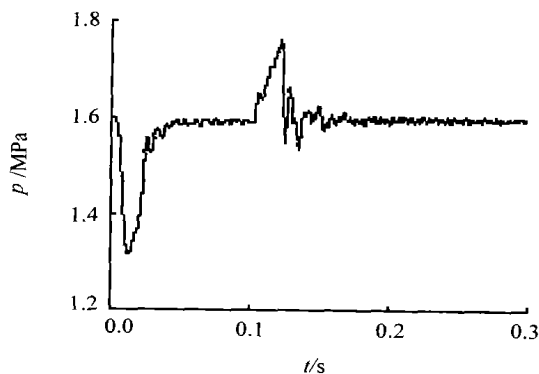


图 5 氧化剂贮箱出口压力变化曲线

Fig. 5 The outlet pressure of oxidant tank

得描述了发动机的启动过程。下面给出 12 台(4A

+ 4B+ 4C) 发动机工况下的动态仿真结果。

设 12 台发动机同时起动, 工作 0.1 秒后关闭一台 A1 发动机。图 3 为 A1 发动机氧化剂电磁阀前压力变化曲线, 从图中明显看到阀门关闭产生的水击压力, 由于阀门关闭时间较长等原因, 水击

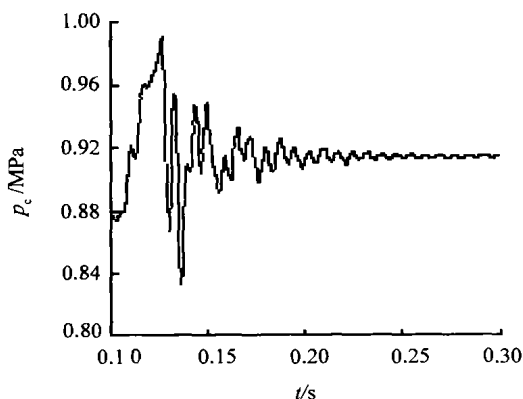


图 6 C 类发动机燃烧室压力变化曲线

Fig. 6 The chamber pressure of C rocket

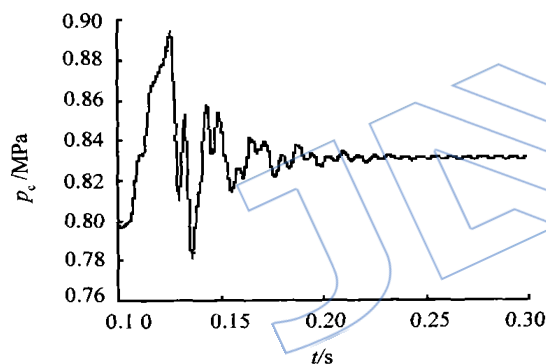


图 7 B 类发动机燃烧室压力变化曲线

Fig. 7 The chamber pressure of B rocket

压力并不高。图 4、图 5 为氧化剂贮箱出口流量、压力变化曲线, 可以看到流量的变化比较平稳, 而压力有频率较高的脉动, 值得注意。图 6、图 7 为 B、C 类工作发动机的燃烧室压力变化曲线, 从中可以看到, 两类发动机均产生振荡, 但最终趋于稳定, 且对推力较小的 C 类发动机影响较大。

4 结 论

针对某航天器推进系统的计算表明, 当发动机进行起动关机时产生的水击压力对系统贮箱、管路、关闭阀处及其它还工作发动机等都有不同程度的影响, 应予重视。

该计算模型较好地描述了航天器推进系统多发动机频繁地进行着起动与关机的动态过程, 为发动机系统设计和优化提供了指导。

本文提出的用于航天器推进系统发动机动态特性数值模拟方法具有通用性。编写的程序使用简单, 便于维护, 不需要修改已经编写的软件, 只要建立相应的输入模块文件, 就可以对新的发动机系统方案进行动态特性研究。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 程谋森, 张育林. 航天器推进系统管路充填过程动态特性一理论模型与仿真结果[J]. 推进技术, 2000, 21(2): 25-28.
- [3] 黎勤武, 张为华, 王振国, 李军辉. 空间发动机系统关机过程水击现象理论分析[J]. 推进技术, 1998, 19(3): 27-29.
- [4] 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.
- [5] 怀特 E B, 斯特里特 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.
- [6] 李家文, 张黎辉, 张雪梅等. 空间推进系统静态特性仿真软件研究[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 148-151.