

空间推进系统静动态特性仿真软件研究*

李家文¹, 张黎辉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. 上海航天动力机械研究所, 上海 200233)

摘要: 基于特征线法进行了双组元挤压式空间推进系统动态过程仿真方法的研究, 提出了在动态过程仿真模型基础上建立和求解静态特性仿真模型的方法。编制了静动态特性仿真软件, 通过对某空间推进系统进行的调整工况、模拟故障时的静动态特性仿真, 验证了所提出的静动态特性仿真方法的可行性和实用性, 该方法可以减少仿真所需的工作量。通过扩充元件库, 能够对其他类型推进系统进行仿真。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 推进系统; 静态特性; 动态特性; 仿真

中图分类号: V430 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2004) 02-0148-04

Simulation software for the static and dynamic characteristics of space propulsion system

LI Jiawen¹, ZHANG Lihui¹, ZHANG Xuemei¹, JIN Guangming², WEI Yanxiang²

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

2. Shanghai Inst. of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

Abstract: Based on the method of characteristics, a simulation method for dynamic process of bipropellant pressure-fed space propulsion system was studied. A method of building and evaluating static characteristics simulation model was presented and it was based on the dynamic process simulation model. By simulating the static and dynamic characteristic of one space propulsion system, the feasibility and practicability of this method was validated. It may reduce the workload by this method. By appending components in the software, other propulsion systems can be simulated.

Key words: Liquid propellant rocket engine; Propulsion system; Static characteristics; Dynamic process; Simulation

1 引言

静动态特性仿真软件如果能够根据输入文件建立模型并进行仿真(具有通用性), 就可以在很大程度上提高工作效率。在静态特性数学仿真软件研究中, 文献[1]运用网络分析和图论的数学方法, 建立了一个能计算各种动力循环方案参数的通用计算模型; 文献[2]对发动机各基本部件建立计算模块, 提出了通用模块化计算方法, 文献[3]基于静态数学模型中的方程提出了一种通用仿真算法。和静态特性通用仿真软件相比, 关于动态过程通用仿真方法的研究工作要少一些。文献[4]通过模块化编程, 减少了程序的修改难度, 文献[5]介绍了液体火箭发动机动态过程

的仿真软件。

在多数情况下, 既需要进行静态特性仿真, 也需要进行动态过程仿真, 这就出现需要建立两个输入文件、为静态和动态特性仿真分别调整推进系统工况、传递计算结果等问题。为了解决这些问题, 本文针对双组元挤压式空间推进系统, 利用在初始数据和模型上的相同和相似之处, 将静动态特性仿真结合在一起进行, 提高软件的通用性。

动态过程仿真要比静态特性仿真复杂, 可以首先研究动态过程的通用仿真方法, 在动态过程计算模型的基础上建立静态特性计算模型, 对静态特性进行仿真。

* 收稿日期: 2003-05-21; 修订日期: 2003-09-14。

作者简介: 李家文 (1972—), 男, 博士后, 研究领域为液体火箭发动机仿真、故障诊断。

2 动态过程仿真

在空间推进系统工作过程中, 阀门开启和关闭, 或者系统出现故障, 流量和压力会产生扰动脉动波, 即瞬变流现象。本文采用特征线法^[6]对空间推进系统的动态过程进行仿真。

通用计算模型应该以发动机元件为基本组成单位来建立, 并包含元件间的连接关系。研究的元件有贮箱、管路、集中阻力、三通、电磁阀和燃烧室。喷注器近似为集中阻力, 可以和电磁阀的模型合并, 也可以将喷注器作为独立的模块, 不会对所介绍的方法产生影响。将以上的元件分为两类: 第一类元件(管路和燃烧室)模块内保存模型的计算结果, 第二类元件(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。

根据仿真所需的初始数据, 输入文件(仿真模型)结构如下图。

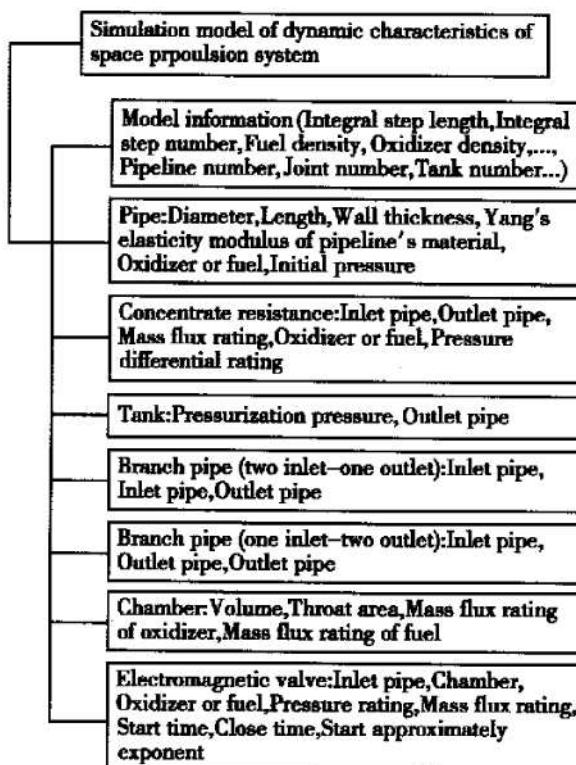


Fig. 1 Simulation model of dynamic characteristics of space propulsion system

按照上面的格式建立模型文件时, 需要编号的元件只有管路和燃烧室, 其它元件不需编号, 相互之间的位置也可以是任意的, 这样可以在一定程度上减少建立模型文件的工作量。和其它一些通用计算模型建立方法相比, 此方法将整个模型集中在一个文件里, 建立元件连接关系的过程也比较简单。

利用特征线法对空间推进系统进行动态过程仿真时, 各元件的模型、边界条件, 管路的分段见文献[6, 7]中详细的说明。在动态过程模型和相对应的静态模型中, 则作了一些简化, 如认为增压压力为常数, 忽略三通的流阻损失等, 因为仿真精度不是本文的研究目的, 另外, 利用简化后的模型也可以得到和实验结果^[8]比较吻合的结果。

用该方法建立空间推进系统计算模型并进行仿真的过程如图 2 所示。

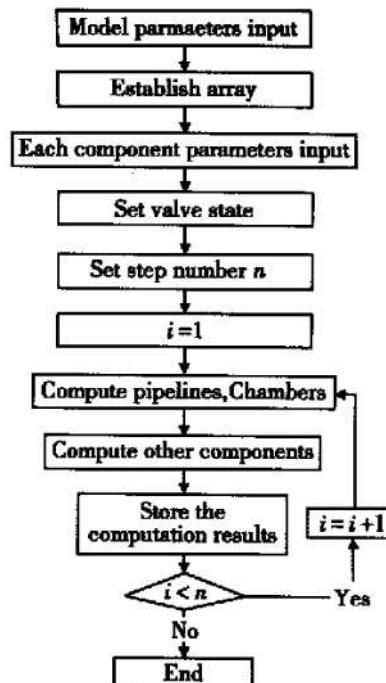


Fig. 2 Flowchart of dynamic process simulation

3 静态特性仿真

动态过程仿真的原始数据(图 1)包含了静态仿真所需的数据, 可以通过读取动态过程仿真模型中的数据来建立静态模型, 进行静态特性仿真。

3.1 静态模型

针对动态过程仿真软件所研究的元件, 可以列出以下静态方程。

$$\text{贮箱} \quad p_1 - p_0 = 0$$

p_1 和 p_0 分别为贮箱出口和增压压力;

$$\text{管路} \quad p_1 - p_2 - \xi_{\text{管}} |m| = 0$$

p_1 和 p_2 为管路入口和出口压力, m 为流量, ξ 为流阻系数;

$$\text{三通} \quad m_1 - m_2 - m_3 = 0$$

$$p_1 - p_2 = 0$$

$$p_1 - p_3 = 0$$

$p_1, p_2, p_3, m_1, m_2, m_3$ 分别为三通三个端口的压力和流量;

集中阻力, 电磁阀

$$\begin{array}{l} \text{开启状态} \\ | p_1 - p_2 - \xi_{\text{res}} | m_1 = 0 \\ | m_1 - m_2 = 0 \end{array}$$

$$\begin{array}{l} \text{关闭状态} \\ | m_1 = 0 \\ | m_2 = 0 \end{array}$$

$$\text{燃烧室 } p_e - A \cdot (m_o + m_f) = 0$$

p_e 为燃烧室压力, m_o, m_f 为氧化剂和燃料流量。

流阻系数 ξ 没有包含在图 1 的模型文件中, 是根据推进剂密度和其它参数计算得出的。

3.2 方程数量与变量数量

为了减少迭代求解时的方程数量(变量数量), 计算贮箱、集中阻力、三通和电磁阀时, 直接调用与之相连元件的输入、输出参数, 避免了由于元件间的流量、压力平衡所带来的方程数量的增加。对于燃烧室, 系数 $A = f(p_e, m_o, m_f)$, 可以认为燃烧室有 1 个方程, 3 个变量。

Table 1 Variables and equations of each component

Component	Variables	Equations
Pipe	p_1, p_2, m_f	1
Chamber	p_e, m_o, m_f	1
Tank	—	1
Concentrate resistance	—	2
Branch pipe	—	3
Electromagnetic valve	—	2

管路可以和贮箱、集中阻力、三通或电磁阀相连, 和燃烧室相连的是 2 个电磁阀, 贮箱模型中有 1 个方程, 集中阻力—2 个, 三通—3 个, 电磁阀—2 个。可以看出, 管路每个端口连接的元件都可以提供 1 个方程, 加上本身的 1 个方程, 共有 3 个方程, 燃烧室前的电磁阀还有 1 个方程(除去管路占用的 1 个), 2 个电磁阀加 1 个燃烧室共 3 个方程, 也就是说, 方程数量等于变量数量。

3.3 建立计算模型与求解

和文献[3]一样, 将静态数学模型写为:

$$F(Y) = 0 \quad (1)$$

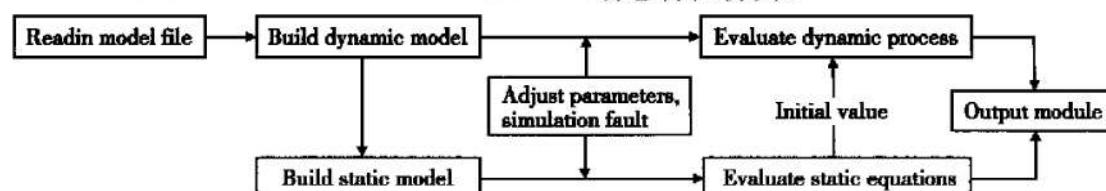


Fig. 3 Flowchart of static and dynamic characteristic simulation

式中变量 Y 包含了系统未知量 X 和常量 Z 。求解模块调用的 C 语言函数(计算模型)形式为

void funcs(double * y, double * df); (2)

函数 funcs 根据输入数组 y , 计算方程组(1)中各方程并返回结果 df 。

在建立计算模型(函数(2))过程中, 可以通过动态过程仿真计算模型获得所需信息, 如果将静动态特性仿真功能集成在一个软件中, 可以不用为静态仿真编写输入模块。同时, 在进行静动态特性仿真时, 各元件的信息(流阻系数、阀门开关状态等)储存在同一个计算模型中, 在调整工况或模拟故障后, 就可以既进行静态特性仿真, 也可以仿真动态过程, 不需要重新调整模型。

在函数 funcs 中, 根据每个元件的属性、所连接的元件, 调用相应的静态方程, 得出每个方程的结果 $df_i, i = 1, n$ 。例如, 在计算三通时, 根据所连接的三个管路的号码, 得到入口和出口的压力和流量, 然后计算三个平衡方程。

函数 funcs 代表的是一个非线性方程组, 可以采用 Newton 法、离散的 Newton 法、Broyden 法等方法对非线性方程组进行求解。

将求解模块与建模模块分开, 可以使用现有的求解非线性方程组子程序, 在需要改变求解算法时, 也可以不需要对编写完的软件做过多的修改。

4 静动态特性仿真软件

根据上面介绍的静动态特性仿真方法, 使用 C++ 语言编写了空间推进系统静动态特性仿真软件, 图 3 给出了利用该软件进行仿真的过程。

在读入模型文件后, 软件允许对模型进行以下调整: 利用阀门状态文件改变系统的工况; 模拟故障(贮箱增压压力变化、电磁阀堵塞、电磁阀泄漏、燃烧室喉部面积变化、推进剂密度变化等)。

算例: 对由 24 个推力室(A 类: 推力 2500N, 4 个, B 类: 推力 150N, 12 个, C 类: 推力 25N, 8 个)组成的空间推进系统在 Intel 赛扬 1G 的计算机上进行了静动态特性仿真。

进行静态特性仿真时, 方程数量(变量数量)为 396 个, 初值为: $p_e = 0.5 \cdot p_0; p_1 = p_2 = p_0; m\dot{v} = 0.1 \text{ kg/s}$.

求解模块经过 8 次迭代得到结果(精度为 0.0001), 所用时间为 0.46s。在使用文献[3]中的算法编写的软件对该系统进行静态特性仿真时, 方程数量为 236 个, 迭代 8 次需要 0.16s。用本文介绍的通用软件进行仿真时, 由于对计算模型, 和求解模块进行了优化, 虽然方程数量增加了, 但求解速度变化不大。由此也可以看出, 因为求解过程中使用的是通用计算模型, 而不是直接调用每一个方程, 求解所需时间不只是取决于方程数量、算法的计算量和收敛速度, 计算模型的构成对计算速度也有很大的影响。

进行动态过程仿真时, 在 12 台(4A+4B+4C)发动机同时起动的工况下, A, B, C 类发动机燃烧室压力变化曲线如图 4。工作 0.2s 后发生故障: 一台 A 类发动机氧化剂电磁阀堵塞, 这时燃烧室压力变化曲线如图 5 所示。

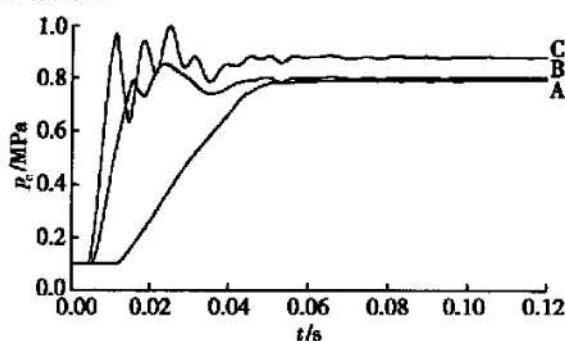


Fig. 4 Variety of chamber pressure

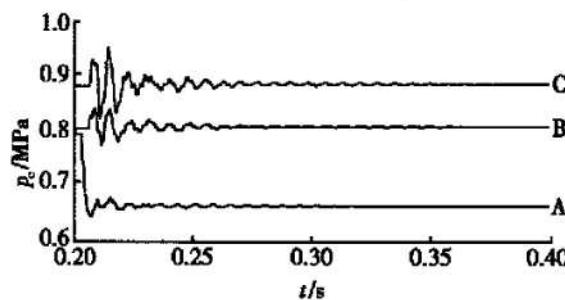


Fig. 5 Variety of chamber pressure in fault

推进系统工作 1s 需要的计算时间为 1.66s(时间步长为 0.0001s)。动态过程中, 达到稳态后, 结果和静态特性仿真结果是吻合的。

仿真软件只要求准备一个模型输入文件, 在软件中对推进系统进行改变工况、模拟故障等参数调整后, 可以同时进行静动态特性仿真, 避免了重复工作, 减少了仿真所需的工作量。

5 结 论

(1) 本文针对双组元挤压式空间推进系统, 提出了利用特征线法计算动态过程的通用模型的建立方法; 提出了在动态过程计算模型基础上建立和求解静态特性计算模型的方法;

(2) 编写了空间推进系统静动态特性仿真软件, 并验证了软件的通用性, 避免了重复工作;

(3) 通过扩充元件库(如添加单组元推力室、喷注器等), 能使仿真软件适用于更多类型的推进系统。编写图形用户界面也是完善仿真软件的一个方向。

参考文献:

- [1] 许琨, 张宝炯. 液体火箭发动机运动循环参数通用计算方法的研究[J]. 宇航学报, 1996, 17(4).
- [2] 黄卫东, 朱恒伟, 王克昌, 等. 液体发动机分级燃烧循环最高室压通用模块化计算方法[J]. 上海航天, 1997.
- [3] 李家文, 张黎辉, 张振鹏. 液体火箭发动机数值模拟的计算模型建立方法[J]. 推进技术, 2002, 23(5). (LI Jiawen, ZHANG Lihui, ZHANG Zhengpeng. Method for calculation model establishment in liquid propellant rocket engine numerical simulation [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(5).)
- [4] 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[J]. 推进技术, 2001, 22(2). (HUANG Minchao, WANG Xianjian, WANG Nan. Modular simulation on the start process for staged combustion cycle liquid propellant rocket engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(2).)
- [5] Tarafder A, Sarangi Sunil. CRESP-LP: A dynamic simulation for liquid propellant rocket engines [C]. AIAA-2000-3768, 2000.
- [6] E B 怀特, V L 斯特里特. 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.
- [7] 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). (NIE Wansheng, CHEN Xinhua, DAI Dehai, et al. Transient characteristics during shutdown operation of liquid feed line for attitude control propulsion subsystem [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(1).)
- [8] • • • к••а. •• п•а кв••и•Б Т••к• п•аои•Б кд•п•о Б а•Б о Б д•к• Т••и [M]. •• п••а, •• а кон• п••и•Б 1989.

(编辑: 朱立影)