

液体火箭发动机静态仿真通用模块化方法

国防科技大学 黄卫东* 朱恒伟 王克昌 陈启智

【摘要】 提出了一种新的液体火箭发动机静态仿真模块化计算方法。该方法按照预定的计算顺序,对发动机系统的各个模块进行迭代计算,并采用拟牛顿法求解系统可调变量。该方法对各种发动机静态仿真具有通用性,可用于分析发动机系统内外干扰因素对发动机性能的影响、发动机静态故障仿真或发动机调整计算。该方法能较大地减少系统未知量数目,求解速度快,精度高。该方法已在计算机上采用面向对象程序设计实现,本文给出了用该程序对某液体火箭发动机进行静态特性计算的结果。

主题词: 液体火箭发动机 静态 仿真 模块化程序

分类号: V434

1 引言

液体火箭发动机静态特性的计算与分析,一般采用线性化方法或非线性方法。小偏差方法要对发动机系统方程进行线性化,线性化比较麻烦,而且当发动机工作状态偏离额定点较远时,用这种方法计算会带来较大的误差。非线性方法要建立描述发动机性能参数和内外干扰因素之间关系的一组非线性代数方程组,然后编程计算^[1,2]。对不同型号的发动机,使用该方法需要重新推导方程,而且方程数目多。这两种方法都不具备通用性。本文提出模块化计算方法可以对不同型号的发动机进行分析,而且系统未知量较少,求解速度快、精度高。该方法不需要推导方程,只需要根据发动机系统组织输入文件,便可对不同型号发动机进行计算。

2 算法的基本原理

各种型号的泵压式液体火箭发动机都是由推力室、泵、涡轮、预燃室、管道等基本的部件组成,可以对各类部件建立计算模块,这些模块由公用数据、模块专用数据和模块的功能函数组成。这在采用面向对象程序设计时很容易由定义类来实现。如果发动机系统中有新的部件,则可定义新的类并入程序中,这使得程序易于维护。液体火箭发动机系统由基本模块组成,只要得到了各个模块的解,系统的解也就可以得到。

液体火箭发动机静态仿真模块化计算方法先根据发动机系统方案画出相应的模块化图,并给模块编号。编号的原则是对模块按顺序计算时,编号靠后的模块的输入数据能从编号在其前面的模块的公用数据中取得,一般可按照推进剂流动方向进行编号。

进行发动机系统静态特性计算时,发动机系统中的流量平衡、功率平衡和压力匹配都必须

满足。定义系统功率平衡指标、流量平衡指标以及压力平衡指标如下:

功率平衡指标: $e_N = \left(N_s + \sum_{i=1}^k N_{p,i} \right) \setminus N_t$, N_s 为伺服功率, N_t 为涡轮功率, N_p 为泵功率, k 为涡轮带动的泵的数目。

流量平衡指标: $e_m = \dot{m}_a / \dot{m}_e$, 用于汽蚀文氏管时, $\dot{m}_a$ 为文氏管出口流量, $\dot{m}_e$ 为在文氏管前与文氏管相连元件出口流量。用来表示流量设计指标约束时, $\dot{m}_a$ 为实际流量, $\dot{m}_e$ 为设计流量。

压力平衡指标: $e_p = P_{out} / P_{mix}$, P_{out} 为在汇合点上游与汇合点相连元件出口压力, P_{mix} 为汇合点压力。

显然, 系统处于平衡状态时, 这些平衡指标值都应为 1。对具体的发动机系统, 其平衡指标可用如下形式表示: $f_i(x_1, x_2, \dots, x_n) = e_i \quad (i = 1, 2, \dots, n)$ 。 e_i 为系统平衡指标, x_i 为系统未知变量(如泵入口推进剂流量等)。对系统按预定的计算顺序对所有模块进行一次计算后, 系统平衡指标 e_i 的值不一定是 1, 可用拟牛顿法求解系统可调变量 x_i 。由于函数关系 f_i 是未知的, 因此用拟牛顿法求解时必须用差商来代替偏微分。

3 部件模型与设置平衡指示器

采用面向对象程序设计, 每种部件模型用一个类来表示。类中包含公用数据、专用数据、对象初始化函数和部件的功能函数, 部件的功能函数根据描述部件行为的方程来编写。

为了便于对模块顺序计算, 分别设定了各类部件的公用数据和专用数据。以泵为例, 其部件方程可用下面两个方程表示:

$$P_{out} = A \rho n^2 - B n \dot{m} - (C \dot{m}^2 / \rho) + P_{in}, \quad N_p = [(P_{out} - P_{in}) \dot{m}] / (\eta_p \cdot \rho)$$

方程中 A, B, C 为常数, n 转速, η_p 为泵效率, N_p 为泵功率, $\dot{m}$ 为流量, ρ 为密度, p_{in} 和 p_{out} 分别为泵的入口和出口压力。则泵类专用数据为 n, A, B, C, η_p 和 P_{in} , 公用数据为 $\dot{m}, \rho, P_{out}$ 和 N_p 。专用数据 A, B, C 和 η_p 是泵本身所固有的, 专用数据 n, P_{in} 和公用数据 $\dot{m}, \rho$ 的值由运行对象初始化函数从在泵前面与泵相连的对象的公用数据中获得。运行泵类的功能函数后, 其公用数据可被在泵后与泵相连的对象使用。除对应系统未知量的公用数据外, 对象的公用数据对于编号在其后面的对象是只读的, 数据的值不能改变。所用这些封装措施使得按预定顺序对每个模块进行计算时, 只需考虑使用在该模块前面与之相连的对象的公用数据。

现已建立了泵、流量分配器、混合器、燃气发生器、涡轮、推力室、压降元件、汽蚀文氏管、比例分配器、压力平衡指示器、功率平衡指示器、流量平衡指示器、虚拟转速发生器以及贮箱等 14 类部件模型, 这些部件模型基本上可满足系统静态仿真计算的需要。另外, 还可根据需要来建立新的部件模型。

判断模块化计算结果是否是系统的解, 关键看系统所有的平衡指标是否都满足。三类平衡指标的设置要根据发动机系统来定。在本文处理方法中, 一般在涡轮泵处设置功率平衡指标, 在汽蚀文氏管处设置流量平衡指标, 在汇合点处设置压力平衡指标。这是因为, 依照预定顺序计算发动机系统模块, 当计算到汽蚀文氏管时, 文氏管前的元件的出口压力、流量、密度已由该元件确定。而给定文氏管入口压力后, 文氏管的流量便可确定, 因此文氏管处存在流量平衡问题, 必须设立流量平衡指标。同理, 当计算到汇合点时, 与汇合点相连多个元件的出口压力也与汇合点压力存在压力平衡问题, 因此在汇合点处必须设置压力平衡指标。

4 应用实例与分析

应用模块化方法对某液体火箭发动机进行了计算分析。该发动机的系统简图见文献[2], 图 1 是对应于该发动机系统的模块化计算图。图中共有 6 个平衡指标指示器, 其中模块 C27 和 C28 用于计算文氏管流量平衡指标, 模块 C29 用于计算涡轮泵功率平衡指标, 模块 C31, C32 和 C33 用于计算泵后至燃烧室的压力平衡指标。系统未知变量与平衡指标数目相等, 也是共 6 个。它们分别是系统氧化剂流量、燃料流量、虚拟转速发生器 C3 的转速以及流量分配器 C6, C8 和 C20 的流量分配系数。

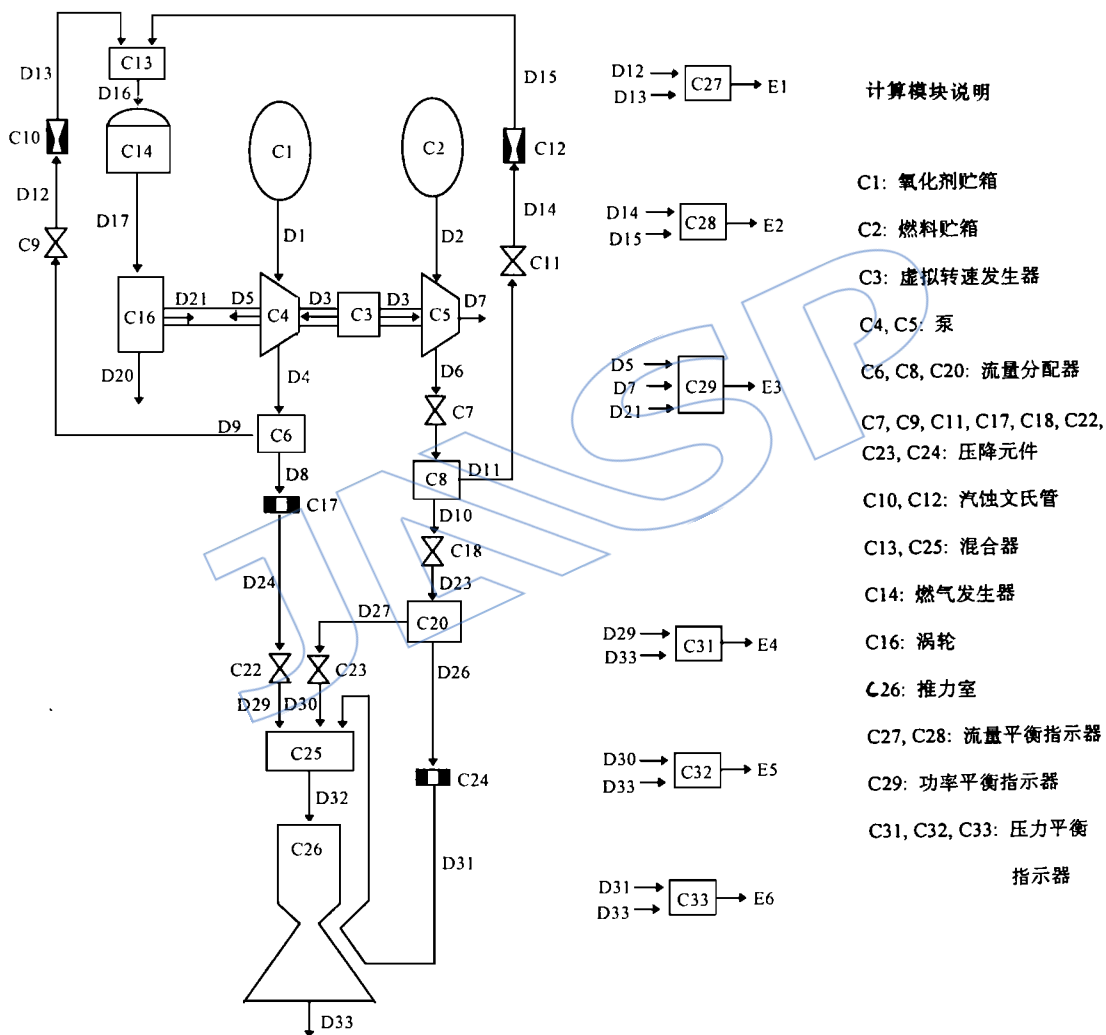


图 1 液体火箭发动机模块化计算图

本文分别计算了以下 3 种情况发动机性能参数的变化:

- (1) 氧化剂泵入口压力增加 0.098 MPa, 其它干扰因素不变。部分计算结果见表 1。
- (2) 氧化剂泵效率下降 0~25% 时, 其它干扰因素不变。发动机氧化剂流量相对变量 A、发动机燃料流量相对变化量 B、氧化剂喷前压力相对变化量 C、燃料主管道分支处压力相对变化

量D以及涡轮转速相对变化量E如图2所示。计算结果表明,对该发动机系统,本方法的收敛精度可达 10^{-8} ,而文献[2]方法的最高收敛精度只能达到 10^{-6} 。并且在初值和收敛精度相同时,本方法的计算时间比文献[2]方法的计算时间快10倍以上。这主要是因为对于同一个系统,采用模块化方法大大减少系统未知量的个数,并且本文所定义平衡指标是相对量。(3)增大氧化剂喷注器流阻系数,模拟氧化剂喷注器阻塞故障。各参数相对变化量如图3所示。

值得指出的是,图1中的节流圈C17和C24的流阻系数在进行静态特性仿真时是已知的。其实只要将这两个节流圈压降可设置可调变量,并增加燃烧室氧化剂流量和燃料流量为设计值这两个约束(用两个流量平衡指标表示),便可计算出节流圈所需消耗的压降,调整计算由此可完成。另外,本方法还可用于发

表1 性能参数仿真结果表

序号	名 称	所属公用 数据代号	变 化 值
1	氧化剂泵功率	D5	7.69 kw
2	燃料泵功率	D7	- 2.69 kw
3	涡轮功率	D21	5.00 kw
4	发动机氧化剂流量	D1	1.2737 kg/s
5	发动机燃料流量	D2	- 0.1886 kg/s
6	发动机混合比	D32	0.01817
7	燃烧室压力	D33	0.02945 M Pa
8	发动机推力	D33	3.072 kN

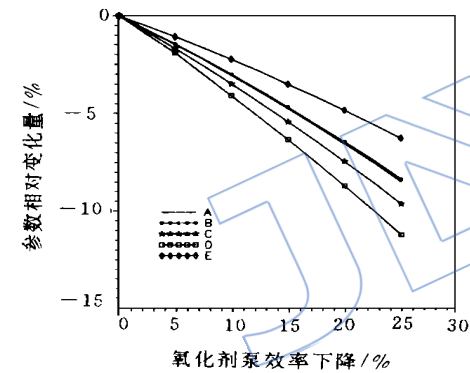


图2 氧化剂泵效率下降时参数变化图

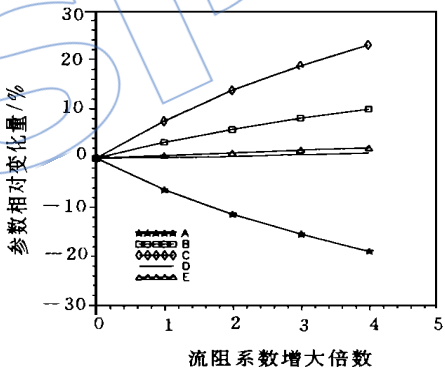


图3 氧化剂喷注器阻塞时参数变化图

动机功率平衡计算和发动机动态特性模拟。

5 结 论

提出的模块化计算方法对各种发动机静态仿真具有通用性,可用于分析发动机系统内外干扰因素对发动机性能的影响、发动机静态故障仿真或发动机调整计算。该方法能较大地减少系统未知量数目,求解速度快,精度高。该方法已在计算机上采用于面向对象程序设计。

参 考 文 献

1 郭克芳. 液体火箭发动机静态仿真的探讨. 推进技术, 1987, 8(3): 41- 46
2 吴建军等. 液体火箭发动机稳态故障仿真及分析. 推进技术, 1994, 15(3): 6- 13

(责任编辑 杨再荣)

A GENERAL MODULAR METHOD FOR STATIC SIMULATION OF LIQUID ROCKET ENGINE

Huang Weidong, Zhu Hengwei, Wang Kechang, Chen Qizhi

(1st Dept. National University of Defense Technology, Changsha 410073)

ABSTRACT

A new modular method is proposed for static simulation of liquid rocket engine. The modules of the engine system are calculated iteratively in a predetermined sequence, and a modified Newton method is used to find the unknown variables of the system. This method has generality for the static simulation of liquid rocket engine, and it can be applied to analyzing the effects of the disturbances on the performance of the engine. The number of the system unknown variables can be cut down by using this method, and the solution can be found quickly and accurately. The program based on the method is realized by the object-oriented programming. The static simulation results of a liquid rocket engine are obtained from this program.

Key Words Liquid rocket engines Static simulation Modularized programs

EFFECTS OF AIR COOLANT INJECTION ON CASCADE SURFACE PRESSURE DISTRIBUTION

Chen Fu, Yang Hong, Gong Cunzhong, Feng Guotai, Wang Zhongqi

(Energy Science and Engineering College, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT

The effects on turbine blade surface pressure distribution were investigated experimentally with air coolant discharge from each of nine individual rows of coolant holes on the blade surface in a rectilinear cascade with typical turbine guide van profile. Mass flow ratios of air coolant to mainstream were 0, 0.6, and 1.2 percent, respectively. The experimental results showed that the variations of the surface pressure distribution were dependent chiefly on the amount of air coolant and the location of injecting holes. Injection from the blade leading edge right against the mainstream altered the surface pressure distribution slightly, and the pressure surface injection did not change the surface pressure distribution so obviously as the suction surface injection due to the difference of mainstream pressure gradients and mainstream velocity. In general, the surface pressure decrease caused by kidney-shaped vortex was more significant than the pressure increase due to the mainstream stagnation resulted from air coolant injection.

Key Words Spray cooling Surface pressure Turbines Guide vanes

DISCHARGE COEFFICIENTS OF INCLINED MULTI-HOLE WALL COOLING IN A COMBUSTOR

Fang Ren, Lin Yuzhen, Li Bing, Liu Gaoen

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

Discharge coefficients are investigated with five inclined multi-hole test plates of different geometrical configurations. The physical nature and influential