

液体火箭发动机功率平衡通用计算方法^{*}

黄卫东 朱恒伟 王克昌 陈启智

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘要 本文提出了一种新的液体火箭发动机功率平衡通用计算方法。该方法按照预定的计算顺序,对发动机系统的各个部件进行迭代计算,采用拟牛顿法求解系统可调变量。该方法对各种发动机系统方案的分析具有通用性,适用于液体火箭发动机系统循环方案论证。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采用液氧、丙烷作为推进剂的分级燃烧循环进行计算的结果。

关键词 液体火箭发动机, 功率平衡, 计算方法

分类号 V 434

A General Method for the Cycle Power Balance Calculation of the Liquid Rocket Engine

Huang Weidong Zhu Hengwei Wang Kechang Chen Qizhi

(Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha 410073)

Abstract A general method for the cycle power balance calculation of the liquid rocket engine is proposed in this paper. The components 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 is universal for the analysis of liquid rocket engine cycles. The program based on the method is achieved by the object-oriented programming. The stage combustion cycle using the liquid oxygen and methane as propellant is calculated with the program, and the calculation results are also given.

Key words Liquid rocket engine, Cycle power balance, Calculation method

液体火箭发动机是各种航天运载器的主要动力装置。为了满足单级入轨等新型运载器的需要,研制和发展新的液体火箭发动机是一个重要的途径。这就需要对发动机系统循环方案进行选择、计算和评估。对各种发动机系统方案进行功率平衡计算,确定系统参数,是发动机方案论证阶段的基础工作之一。为了能方便地分析各种发动机系统方案,本文提出了一个通用的功率平衡计算方法。

1 算法的基本原理

液体火箭发动机各种循环都是由泵、涡轮、预燃室、管道等基本部件组成的系统来实现的,求解发动机系统功率平衡问题时,只要得到了发动机系统各个部件的解,系统的解也就得到了。液体火箭发动机系统为可顺序化计算系统,只要对各类部件的计算式和系统平衡关系式进行适当处理,便可进行顺序化计算。

1.1 发动机基本部件处理方法

将发动机基本部件计算模型写成如下形式:

$$Y_{out} = F(X, Y_{in}, Z) \quad (1)$$

^{*} 1997年6月15日收稿

第一作者: 黄卫东, 男, 1970年生, 博士生

其中 Y_{in} 为部件输入参数, 由在其前与之相连的部件输出参数中获得; Y_{out} 为部件输出参数, 供在其后与之相连的部件使用; X 为系统未知量; Z 为部件固有特性参数; F 为部件的功能函数。如按照上述形式可将泵的计算模型写成:

$$\dot{m}_{out} = \dot{m}_{in}, P_{out} = P_{in} + \Delta P, N_p = (\dot{m}_{in} \cdot \Delta P) / (d_n \cdot Z_p) \quad (2)$$

其中泵入口压力 P_{in} 、入口流量 \dot{m}_{in} 、密度 d_n 等为输入参数, 泵出口压力 P_{out} 、出口流量 \dot{m}_{out} 、泵功率 N_p 等为输出参数, 泵效率 Z_p 等为泵的固有特性参数。

已建立贮箱、泵、预燃室、涡轮、燃烧室、燃气排放装置等部件模型, 这些部件模型基本上可满足功率平衡计算的需要。

1.2 系统平衡关系式处理方法

进行功率平衡计算, 发动机系统的流量平衡、功率平衡和压力匹配必须满足。发动机的设计指标也必须满足, 如发动机推力、预燃室和燃烧室的混合比等。

在发动机系统方案论证阶段, 系统各元件的压力降一般按经验关系式选取; 一旦选定后, 在求解平衡参数时, 就不再变化^[1]。系统各元件压力降选定以后, 泵的扬程也就随之确定。因此, 可直接将压力作为输入参数。

系统流量平衡可通过设置流量分配器和混合器得到满足, 其计算式如下:

a) 流量分配器

$$\dot{m}_{out,1} = k_1 \dot{m}_{in}, \dot{m}_{out,2} = k_2 \dot{m}_{in}, \dots, \dot{m}_{out,n} = (1 - k_1 - \dots - k_{n-1}) \dot{m}_{in} \quad (3)$$

其中 n 为分支数, 流量分配系数 k_i ($i = 1, 2, \dots, n-1$) 为系统未知量。

b) 混合器

$$\dot{m}_{out} = \dot{m}_{in,1} + \dot{m}_{in,2} + \dots + \dot{m}_{in,n} \quad (4)$$

系统功率平衡和发动机设计指标可通过设置虚拟部件功率平衡指示器、推力平衡指示器和混合比平衡指示器, 定义其输出参数功率平衡指标 e_N 、推力平衡指标 e^F 以及混合比平衡指标 e_{MR} 来表示。三类平衡指标定义如下:

$$e_N = \sum N_{p,i} / N_t, e^F = \sum F_i / F_{design}, e_{MR} = MR / MR_{design} \quad (5)$$

其中 $N_{p,i}$ 为泵功率, N_t 为涡轮功率, F_i 为推力室或燃气排放装置产生的推力。显然, 系统处于动力平衡时, 这些平衡指标值都应为 1。

1.3 发动机系统求解方法

首先对部件进行编号, 编号的原则是对系统按顺序计算时, 编号靠后的部件的输入数据, 能从编号在其前面且与之直接相连的部件的输出数据中取得, 一般可按照推进剂流动方向进行编号。编号可在发动机顺序化计算图或发动机系统图上进行。

编号完后即可进行顺序化计算。对具体的发动机系统方案而言, 其系统平衡指标 e_i 均是系统可调变量 x_i 的函数, 即 $f_i(x_1, x_2, \dots, x_n) = e_i$ ($i = 1, 2, \dots, n$)。对系统按预定的顺序对各个部件进行一次计算后, 系统平衡指标 e_i 的值不一定都是 1, 可用拟牛顿法求解系统可调变量 x_i , 详细步骤可参见文献 [2]。

2 通用功率平衡计算程序设计

结合面向对象程序设计, 每种部件用一个类来表示。如果系统中包含有新的部件, 则可以为其定义一个新的类。由前述算法可知, 只要定义了组成发动机系统的各种基本部件、基本部件间的相互连接关系以及根据连接关系获取部件输入数据的函数, 便可实现对各种系统方案进行功率平衡计算。

现已采用面向对象程序设计的实现通用功率平衡计算的软件 CPBM A。该软件定义了 14 种基本部件以及 100 多种连接关系。该软件只需要根据发动机系统图和部件编号, 组织输入文件, 便可进行功率平衡计算。图 1 是该软件的进行功率平衡计算的简要框图。

3 计算例子

采用 CPBM A 软件对图 2 所示的分级燃烧循环方案进行了计算。该方案的推进剂采用液氧和液丙

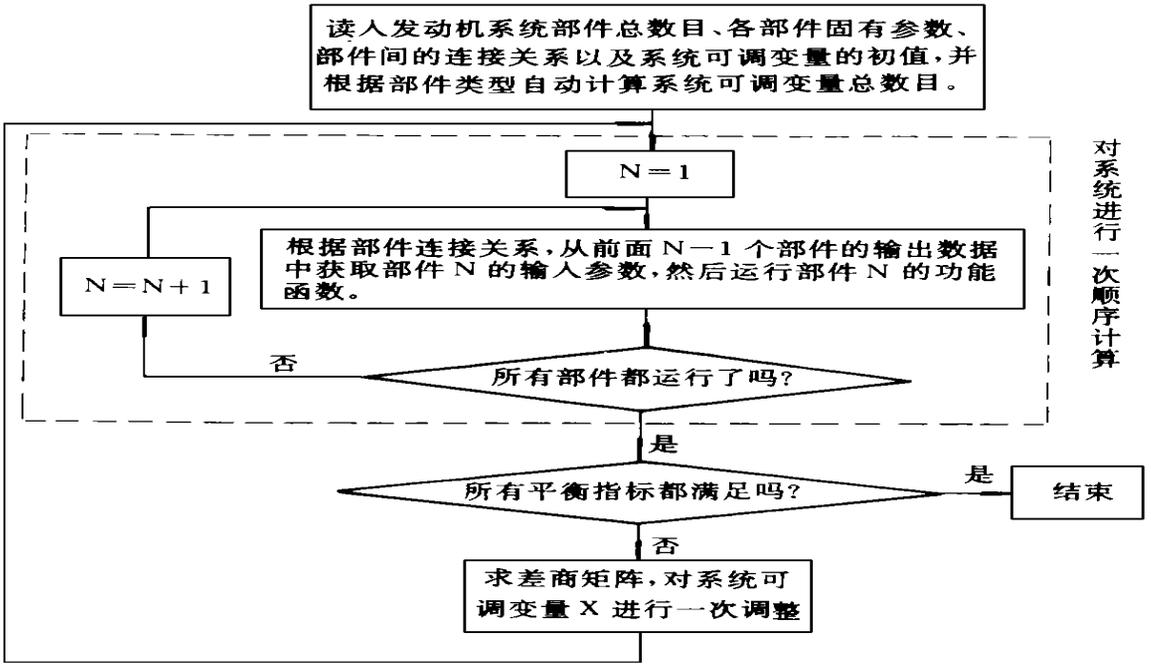


图 1 CPBMA 计算过程简要框图

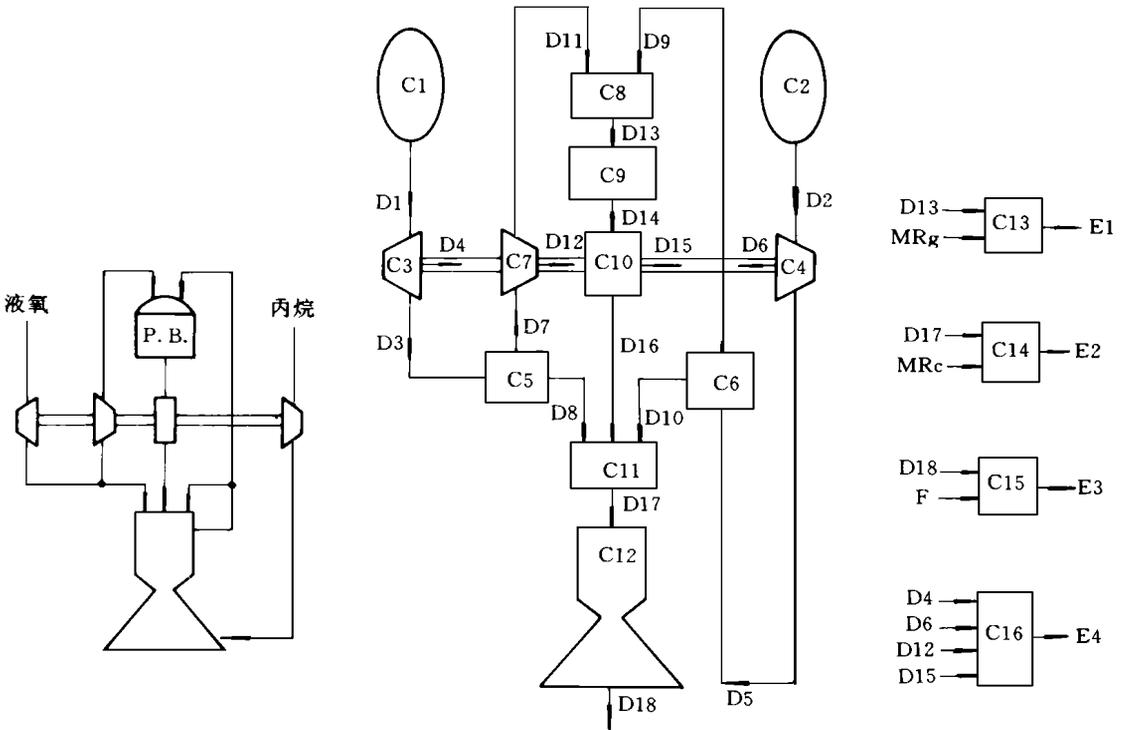


图 2 发动机系统图

图 3 发动机系统顺序化计算图

C1:液氧箱, C2 丙烷箱, C3 液氧泵, C4 丙烷泵, C5 流量分配器, C6 流量分配器, C7 液氧泵, C8 混合器, C9 预燃室, C10 涡轮, C11 混合器, C12 燃烧室, C13 混合比平衡指示器, C14 混合比平衡指示器, C15 推力平衡指示器, C16 功率平衡指示器。

烷,设计海平面推力为 1.2MN, 燃烧室设计混合比为 2.9, 预燃室设计混合比为 0.4, 另外燃烧室室压选定为 14.7MPa, 膨胀比定为 30, 预燃室室压选定为 22.24MPa, 涡轮压力比定为 1.4, 液氧泵、液丙烷泵

和涡轮的效率分别取为 0.75、0.70 和 0.75

图 3 是发动机系统顺序化计算图。该系统一共有 4 个平衡指标, 它们是预燃室混合比平衡指标 E_1 、燃烧室混合比平衡指标 E_2 、发动机地面推力平衡指标 E_3 和涡轮泵功率平衡指标 E_4 。该系统的系统可调变量一共 4 个, 它们是从贮箱出来的液氧流量、丙烷流量以及流量分配器 C_3 和 C_4 的流量分配系数。最后算得这 4 个平衡指标值分别为 0.999978、0.999989、0.999992 和 0.999976。其它部分计算结果如表 1。该结果与用文献 [1] 方法编制的程序所算得的结果基本相同, 但收敛精度要高, 可达 10^{-5} 量级。该程序还被用来对 SSM E RD-120 RD-704 YF-75 等发动机进行功率平衡分析, 都取得了满意的结果, 该程序在发动机系统动力平衡分析时具有通用性。

表 1 计算结果表

代号	具体数值	代号	具体数值
D1	LO ₂ 305.58 kg/s 1140.8 kg/m ³	D10	14.86 kg/s...
D2	LC ₃ H ₈ 105.37 kg/s 580.0 kg/m ³	D11	36.20 kg/s...
D3	305.58 kg/s...	D12	384030 _w
D4	6339260 _w	D13	126.71 kg/s...
D5	105.37 kg/s...	D14	126.71 kg/s...
D6	9137530 _w	D15	15861200 _w
D7	36.20 kg/s...	D16	126.71 kg/s...
D8	269.38 kg/s...	D17	410.95 kg/s...
D9	90.51 kg/s...	D18	1.2 MN 2920.0 m/s(s.l) 1.356 MN 3299.7 m/s(vac)

4 结论

本文提出的方法适用发动机系统方案论证, 能对各种系统循环方案进行分析。该方法计算时间短, 精度高。基于该方法的程序具有通用性, 对于不同的发动机系统循环方案, 只需要改变输入文件便可进行计算。对于新的部件模型, 可以定义新的类加入程序中, 程序易于维护。

参考文献

- 1 陈杰. 液体火箭发动机系统动力平衡参数通用计算方法. 上海航天, 1991(4): 1-5
- 2 黄卫东. 单级入轨运载器推进系统研究: [博士论文]. 长沙: 国防科技大学, 1998
- 3 黄卫东等. 液体火箭发动机分级燃烧循环最大室压通用算法. 上海航天, 1997(2): 11-15
- 4 黄卫东等. 液体火箭发动机静态仿真通用模块化计算方法. 航空动力学报, 1998(1)