

## 变推力发动机仿真计算分析

唐 虎, 张 涛, 刘昌波  
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 分析了变推力发动机采用的双调模式, 用流量调节器控制推进剂流量, 流量定位针栓式喷注器控制喷注压降, 保证喷注速度基本不变。根据发动机系统特点建立了主要组件的数学模型, 并根据模型进行了仿真计算, 最后对发动机前管路流阻影响进行了分析。

**关键词:** 变推力发动机; 喷注器; 燃烧室

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2008) 05-0001-04

## Computational analysis of a variable-thrust engine

Tang Hu, Zhang Tao, Liu Changbo  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** A variable-thrust engine uses a regulator to control the flowrate and a flowrate positioned pintle injector to control the injection pressure drop, thus to maintain a stable injection velocity. In this paper, based on the characteristics of the engine system, the main components models are established and simulated. At the end, the influence of flow resistance in the pipeline upstream the engine on the engine performance is analyzed.

**Key words:** variable-thrust engine; injector; combustion chamber

### 0 引言

变推力发动机作为一种推力可调的发动机, 能够根据任务要求进行推力调节, 满足不同推力的需求。国外在第二次世界大战期间就开始了变

推力发动机的研制, 至今为止已研制了多种型号并投入应用, 最为著名的是美国研制的登月舱下降发动机, 其最大推力为 44.52kN (推进剂为四氧化二氮+混肼 50), 具有 10:1 的推力调节能力。该发动机采用了机械定位针栓式喷注器与可变截面的汽蚀文氏管阀一起使用, 保证在调节范围内

收稿日期: 2008-06-23; 修回日期: 2008-09-02。

作者简介: 唐虎 (1977—), 男, 工程师, 研究领域为火箭发动机系统设计。

进行等混合比的流量控制。它被成功用在阿波罗9号到17号载人飞行系统<sup>[1]</sup>。国内从上世纪70年代开始了变推力发动机研制，并在“十五”期间积累了丰富经验，为变推力发动机研制奠定了坚实的基础<sup>[2]</sup>。

本文针对某一采用流量定位的双调模式变推力发动机进行仿真分析，重点对贮箱至发动机入口间管路流阻对发动机系统参数的影响进行了分析。

### 1 计算模型

发动机系统示意图见图1。发动机主要由断流阀、流量调节器、燃烧室（包括流量定位针栓式喷注器）等组成。发动机为双调模式，流量调节器控制发动机流量，喷注器采用流量定位针栓式喷注器，控制喷注压降。

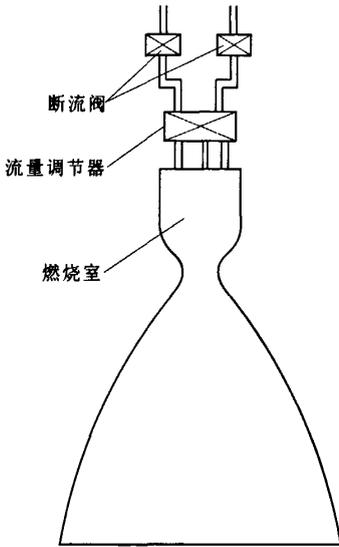


图1 变推力发动机示意图

Fig.1 Schematic of the variable-thrust engine

根据发动机系统及工作过程，建立了计算模型，主要包括：推进剂管路输送模型、针阀动作模型、燃烧室燃烧模型。

#### 1.1 推进剂输送管路模型

根据发动机系统的特点，经过适当简化后得出的推进剂管路输送模型见图2。

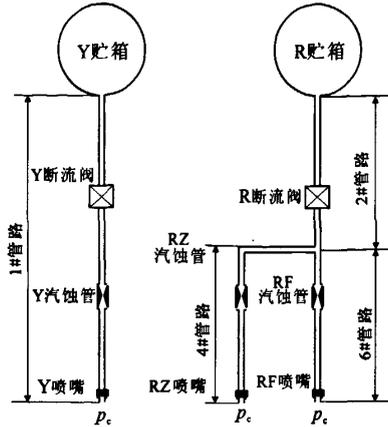


图2 推进剂管路模型

Fig.2 Propellant pipeline model

根据推进剂管路模型得出其计算公式。

当管路不含汽蚀管或者含有汽蚀管但未发生汽蚀时，计算公式为：

$$B \frac{dq}{dt} = p_i - p_e - kq^2 \quad (1)$$

当管路含有汽蚀管且发生汽蚀时，计算公式为：

$$B_s \frac{dq}{dt} = p_i - p_e - k_s q^2 \quad (2)$$

式中， $B$ 、 $k$ 分别为管路的惯性损失系数和流阻损失系数； $B_s$ 、 $k_s$ 分别为管路含有汽蚀管且汽蚀时的惯性损失系数和流阻损失系数； $p_i$ 、 $p_e$ 为管路入口和出口压力； $p_s$ 为推进剂饱和蒸汽压力； $q$ 为管路流量。

#### 1.2 喷注器针阀模型

喷注器动件主要是针阀，针阀主要受到控制液作用力、弹簧力、重力、摩擦力、壳体压力等作用，由于重力较小，壳体压力与运动方向垂直，计算时将这两项忽略，其模型见图3。

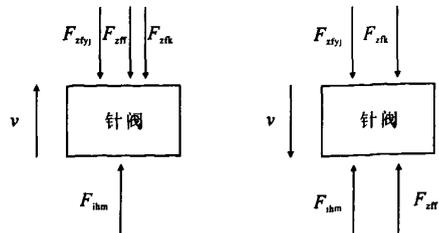


图3 针阀模型

Fig.3 Pintle valve model

根据牛顿第二定律及图 3, 得出针阀动作时的控制方程。当针阀向上运动时, 控制方程为:

$$m_d a_d = F_{inm} - F_{df} - F_{zk} - F_{dyj} \quad (3)$$

当针阀向下运动时, 控制方程为:

$$m_d a_d = F_{inm} + F_{df} - F_{zk} - F_{dyj} \quad (4)$$

式中,  $m_d$  为针阀质量;  $a_d$  为针阀加速度;  $F_{inm}$  为喷注器头腔燃料作用力;  $F_{df}$  为作用在针阀上的摩擦力;  $F_{dyj}$  为作用在针阀上的预紧力;  $F_{zk}$  为作用在针阀上的弹簧力。

### 1.3 燃烧室燃烧模型

燃烧室燃烧模型基本方程包括:

质量平衡方程

$$\frac{dm_c}{dt} = q_{oy} + q_{or} - q_{oc} \quad (5)$$

临界因子

$$\beta_c = \left( \frac{2}{k_c + 1} \right)^{\frac{k_c}{k_c - 1}} \quad (6)$$

若  $\frac{p_c}{p_e} > \beta_c$ , 则

$$q_{oc} = A_{ca} p_c \sqrt{\frac{2k_c}{(k_c - 1)(RT)_c} \left[ \left( \frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{2}{k_c}} - \left( \frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{k_c + 1}{k_c}} \right]} \quad (7)$$

若  $\frac{p_c}{p_e} \leq \beta_c$ , 则

$$q_{oc} = A_{ca} p_c \sqrt{\frac{k_c}{(RT)_c} \left( \frac{2}{k_c + 1} \right)^{\frac{k_c + 1}{k_c - 1}}} \quad (8)$$

状态方程

$$m_c = \frac{V_c p_c}{(RT)_c} \quad (9)$$

式中,  $m_c$  为燃烧室燃气质量;  $q_{oy}$ 、 $q_{or}$ 、 $q_{oc}$  分别为进入燃烧室的氧化剂流量、燃料流量和流出燃烧室的燃气流量;  $k_c$  为燃气指数;  $A_{ca}$  为燃烧室喉部面积;  $V_c$  为燃烧室容积;  $(RT)_c$  为燃烧室燃气热值;  $p_c$ 、 $p_e$  分别为燃烧室压力和外界压力。

## 2 仿真结果及分析

根据前面建立的计算模型, 对发动机变推力

工作进行了仿真计算, 燃烧室压力、发动机入口压力的计算结果分别见图 4~图 6。

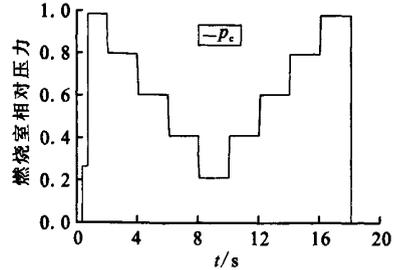


图 4 燃烧室压力曲线

Fig.4 Pressure curve of the combustion chamber

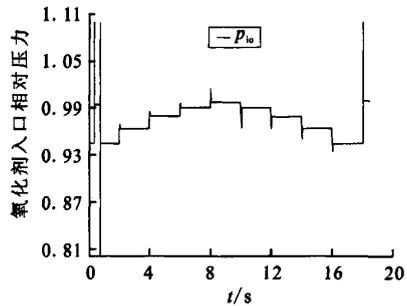


图 5 氧化剂入口压力曲线

Fig.5 Pressure curve of oxidizer inlet

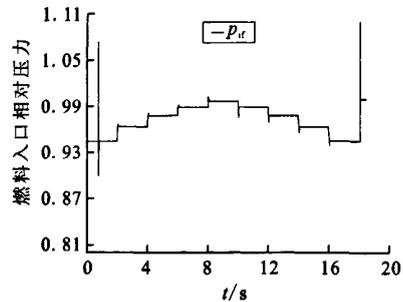


图 6 燃料入口压力曲线

Fig.6 Pressure curve of fuel inlet

从图 4~图 6 可以看出:

(1) 计算中, 发动机各个工况工作 2s, 在启动段, 燃烧室压力出现了台阶, 这是因为燃料分主路和冷却路, 计算中冷却路管路容积和喷注容积较小, 充填时间较短, 先进入燃烧室与氧化剂反应, 主路燃料随后进入; 变推力工作时, 燃烧

室压力台阶明显,在各工况燃烧室压力稳定。

(2) 在变推力过程中,发动机氧化剂和燃料入口压力随着工况的降低逐渐增加;计算中贮箱压力保持不变,工况越高,则贮箱至发动机入口间管路的流阻损失较大,因此发动机入口压力较低。工况较低时,情况相反。

从前面计算可看出,贮箱与发动机间管路的流阻对发动机入口压力存在影响,而发动机入口压力将影响发动机流量,进而影响燃烧室压力和

混合比,最终影响发动机推力。以额定工况为基准,即假定额定工况发动机入口压力都相同,对不同发动机前管路流阻进行仿真计算,以分析发动机变推力工作时其余工况下系统参数的变化,这里选取了额定工况下贮箱至发动机入口间管路压降分别为 0.003MPa、0.1MPa、0.3MPa 进行计算,管路压降在最低工况下的影响结果统计见表1,表1中的值为(计算值-调整值)/调整值 $\times 100\%$ 。

表1 发动机前管路压降的影响  
Tab.1 Effect of pressure drop in pre-engine pipe

名称	称号	$\Delta p=0.003\text{MPa}$	$\Delta p=0.1\text{MPa}$	$\Delta p=0.3\text{MPa}$
氧化剂入口压力	$p_o$	0.17%	6.45%	17.7%
燃料入口压力	$p_f$	0.17%	6.36%	17.4%
燃烧室压力	$p_c$	0.06%	3.18%	8.53%
氧化剂流量	$q_m$	0.10%	3.23%	8.61%
燃料流量	$q_m$	0.09%	3.15%	8.40%
混合比	$k$	0.007%	0.077%	0.195%

从表1中可以看出,当发动机氧化剂和燃料入口管路流阻都发生变化时,发动机入口压力最为敏感,流量、燃烧室压力次之,混合比最不敏感。因此,保持较小的发动机前管路流阻有利于变推力工作时保证低工况性能参数的调整精度。

### 3 结论

根据某变推力发动机系统结构,建立了计算模型,对发动机变推力工作过程进行了仿真,分析了贮箱至发动机入口间管路流阻对燃烧室压力、流量、混合比的影响,结果表明:发动机入口压力对贮箱至发动机入口间的管路流阻最为敏感,流量、燃烧室压力次之,混合比最不敏感。

减小发动机前管路的流阻有利于发动机变推力工作时保证低工况性能参数的调整精度。

#### 参考文献:

- [1] 刘昌波,兰晓辉,陈炜.月球探测器变推力液体火箭发动机技术研究[C].第八届国际月球探测与应用大会(北京),2006,7.
- [2] 刘国球.火箭发动机原理[M].北京:宇航出版社,1993.
- [3] 刘卫国.MATLAB 程序设计与应用[M].北京:高等教育出版社,2006.
- [4] 周剑平.精通 Origin7.0[M].北京:北京航空航天大学出版社,2003.

(编辑:王建喜)