

膨胀循环发动机起动过程研究

肖立明, 罗巧军
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 针对膨胀循环发动机起动过程的计算问题, 基于模块化建模方法, 研究了各组件的数学和仿真模型, 运用 Simulink 工具箱, 编制了针对液体火箭发动机系统起动过程计算所需的各个模块库。在此基础上, 对膨胀循环发动机系统的起动过程进行了仿真研究, 分析了起动过程的影响因素。

关键词: 液体火箭发动机; 膨胀循环; 起动过程; Simulink; 数值仿真

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2007) 01-0007-05

Investigation on start-up process of expander cycle liquid propellant rocket engine

Xiao Liming, Luo Qiaojun
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: A research of modeling and simulation for the start-up process of expander cycle liquid propellant rocket engine (LPRE) is carried out in this paper. Based on the module modeling means, the expander cycle LPRE is disassembled into some typical components and their mathematical simulation models are researched. By utilizing the Simulink toolbox, various module libraries needed by the calculation of the transient process of LPRE system are programmed. The libraries lay a foundation for the continuative numerical simulation work. Then, the simulation investigation on the start-up process of the expander cycle LPRE is carried out and the influence factors in the start-up process are investigated.

Key words: liquid propellant rocket engine; expander cycle; start-up process; Simulink; numerical simulation

收稿日期: 2006-09-11; 修回日期: 2006-12-30。

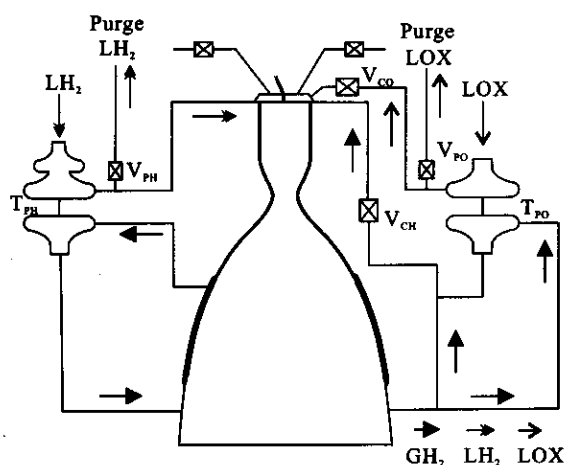
作者简介: 肖立明 (1981—), 男, 硕士研究生, 研究领域为氢氧火箭发动机系统设计。

1 引言

目前,我国已有采用燃气发生器动力循环的液体火箭发动机,但研制膨胀循环氢氧发动机还是首次。由于技术储备比较少,因此,研究膨胀循环氢氧发动机起动过程的组织问题具有较大的理论意义与经济价值。

闭式膨胀循环发动机的起动特点是采用箱压点火,自身起动的方式。它的起动过程区别于燃气发生器循环发动机,它的主要特点是由涡轮泵、推力室冷却夹套和燃烧室构成闭合回路,各组合部件相互间的工作协调性能对其能否平稳起动影响很大。

该研究对象的发动机系统为闭式膨胀循环系统,其部件及气液流路如图 1 所示^[1]。液氢泵出口的液氢进入推力室的冷却通道换热,从冷却夹套出来时,氢已加温到 243K 左右。气氢作为驱动涡轮的工质先进入氢涡轮,做功后分为两路,大部分进入氧涡轮做功,小部分气氢分流到氧涡轮出口,汇总后进入推力室。推力室采用火炬式电点火器点火。



T_{PH} —氢涡轮泵; T_{PO} —氧涡轮泵; V_{CH} —氢主阀;
 V_{CO} —氧主阀; V_{PH} —氢泵后泄出阀; V_{PO} —氧泵后泄出阀;
 Purge LH_2 —液氢泄出; Purge LOX —液氧泄出;
 LH_2 —液氢; LOX —液氧; GH_2 —气氢

图 1 膨胀循环发动机系统简图

Fig.1 Schematic of an expander cycle LPRE

2 系统瞬变过程的模块化建模

在建立液体火箭发动机数学模型时,按照模块化建模思路,可将整个发动机分为若干个模块:液体管路,液体管路分支,文氏管,液体阀门,液体喷注器,气体管路,音速喷嘴,气体管路分支,气体喷注器,气体阀门,泵模块,涡轮模块,转子系统模块,燃烧室模块,喷管模块,冷却夹套模块等。这些模块可以组合出常见液体火箭发动机起动、关机过程的仿真计算模型^[2-4]。几个典型模块的数学模型如下。

2.1 液体管路 R-C-R 模型

状态变量: G_1 、 p 、 G_2

输入变量: p_1 、 p_2

输出变量: G_1 、 p 、 G_2

数学模型: 将液体管路等效为阻力-集中体积-阻力连接而成的组合元件

$$\frac{dG_1}{dt} = (p_1 - p - R^* G_1^* |G_1|) / L \quad (1)$$

$$\frac{dp}{dt} = (G_1 - G_2) / C \quad (2)$$

$$\frac{dG_2}{dt} = (p - p_2 - R^* G_2^* |G_2|) / L \quad (3)$$

式中, G_1 、 G_2 分别为入、出口阻力单元的质量流量; p_1 、 p_2 分别为管路的入、出口压力; p 为集中体积单元的压力; R 、 L 、 C 分别为管路对应的流阻、流感、流容。

2.2 液体阀门 C-R-C 模型

状态变量: p_1 、 p_2

输入变量: G_1 、 G_2 、 τ

输出变量: p_1 、 p_2

数学模型: 将液体阀门等效为集中体积-阻力-集中体积连接而成的组合元件

$$\frac{dp_1}{dt} = (G_1 - G_v) / C_1 \quad (4)$$

$$G_v = \tau \mu_v A_v \sqrt{2p |p_1 - p_2|} \quad (5)$$

$$\frac{dp_2}{dt} = (G_v - G_2) / C_2 \quad (6)$$

式中, G_1 、 G_2 分别为入、出口体积单元的质量流

量； G_v 为流经阀门的质量流量； p_1 、 p_2 分别为阀门的入、出口压力； C_1 、 C_2 分别为入、出口体积单元的流容； τ 为阀门的相对开度； μ_v 为阀门的流量系数； A_v 为阀门的流通截面积。

2.3 涡轮的 C-R-C 模型

状态变量： p_1 、 p_2

输入变量： G_1 、 G_2 、 n 、 T_1

输出变量： p_1 、 p_2 、 M_t 、 T_2 、 η_t

数学模型：将涡轮等效为集中体积-阻力-集中体积连接而成的组合元件

$$\frac{dp_1}{dt} = (G_1 - G_t) / C_1 \quad (7)$$

$$G_t = \mu_t A_{t,p_1}^* / \sqrt{RT_1^*} \cdot \Phi_k \quad (8)$$

$$\frac{dp_2}{dt} = (G_t - G_2) / C_2 \quad (9)$$

$$\eta_t = B_0 + B_1 \left(\frac{u}{c} \right) + B_2 \left(\frac{u}{c} \right)^2 \quad (10)$$

$$L_{ad} = \frac{k}{k-1} RT_1^* \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\left(\frac{k-1}{k} \right)} \right] \quad (11)$$

$$M_t = \frac{30 N_t}{\pi n} = \frac{30 \eta_t L_{ad} G_t}{\pi n} \quad (12)$$

$$T_2 = T_1 \left[1 - \eta_t \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\left(\frac{k-1}{k} \right)} \right] \right] \quad (13)$$

式中，上标“*”表示总参数； p_1 、 p_2 分别为涡轮的入、出口压力； G_1 、 G_2 分别为入、出口体积单元的质量流量； G_t 为涡轮的质量流量； C_1 、 C_2 分别为入、出口体积单元的流容； μ_t 为涡轮喷嘴的流量系数； A_t 为涡轮喷嘴的最小流通截面积； η_t 为涡轮的效率； B_0 、 B_1 、 B_2 为拟合系数，由试验确定； u 、 c 分别为涡轮叶尖的轮周速度和涡轮的特征速度； L_{ad} 为涡轮单位工质的等熵膨胀功， k 为比热比； R 为工质气体常数； T_1 、 T_2 分别为涡轮的入、出口温度； M_t 、 N_t 分别为涡轮的转矩和功率； n 为转速（转/分钟）。

针对膨胀循环发动机结构与起动、关机过程的计算特点，研究了相应的气液管路、阀门、涡

轮泵、燃烧室、冷却夹套等部件的计算模型，将发动机系统模型统一在集中参数的有限单元描述之下，整个发动机系统动态特性由一组联立的一阶微分方程组的初值确定。

3 组合系统的求解

发动机动态过程的模块化通用仿真软件是在基于 Matlab7.0 环境下的 Simulink 基础上开发的。采用面向对象的 Matlab 语言来编制模块的程序代码，用微分方程组和代数方程组来表示各模块的仿真模型，一个模块用一个 Library 来实现。编制好各个函数后，封装成各个具有确定输入输出的子模块以供调用。

组合系统模型由各组成模块元件模型组合而成，是一个一阶非线性微分方程组和代数方程组，它要用数值积分方法求解。Simulink 提供了多种变步长和定步长的解法器^[5] 求解方程组。

4 仿真计算结果

起动过程仿真研究的主要任务是通过大量的仿真计算，确定合理的系统配置参数，如发动机控制阀门的开启时序、初级开度以及氢涡轮前后分流比等，使发动机安全平稳地由起动工况过渡到主级工况。

针对本文简化的发动机模型而言，在其自身起动过程中，主要考虑两个阀门（氢主阀和氧主阀）的控制。假设其中氧主阀可以分级开启，氢主阀为开关阀门。借鉴美国 RL-10A-3-3 发动机氧小开、氢全开的思路^[6]，首先让发动机在初级工况下工作一段时间，待参数爬升后氧主阀全开，直至额定工况。通过调试计算，初步设计了一组阀门控制时序，氧主阀的相对开度随时间变化曲线如图 2 所示，氢主阀在起动过程中一直保持全开状态。

起动过程中，发动机主要参数随时间的变化曲线如图 3 至 5 所示。从图 3 至 5 可以看出，只要合理地设置起动时序和系统配置，膨胀循环发动机起动是平稳迅速的。与 RL-10A-3-3 发动机

的燃烧室建压曲线^[6]相对比, 计算所得的燃烧室压力曲线有一个起动压力峰, 这是由于本文研究的模型发动机未考虑推力调节阀对起动过程的影响, RL-10A-3-3 发动机正是利用推力调节阀来减小其起动压力峰。

由于我国膨胀循环发动机尚处于方案设计阶段, 推力室冷却夹套流动换热, 涡轮泵特性, 管道及阀门等组件的特性均无试验数据, 这些因素不仅影响起动过程计算的准确性, 而且会影响发动机的额定工况点的计算结果。因此, 要使数值模型准确地模拟发动机的起动过程, 必须与实际发动机系统和工程试验数据紧密结合。

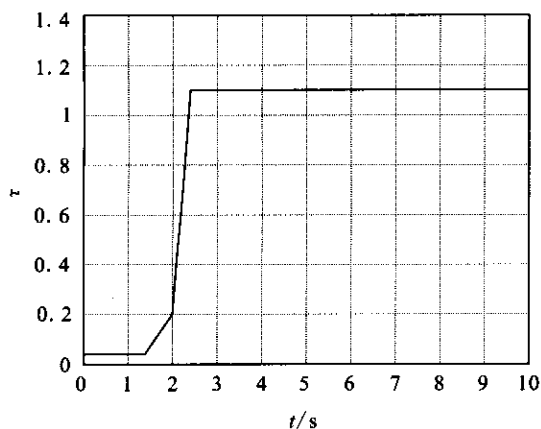


图2 氧主阀相对开度曲线

Fig.2 Relative coefficient curve of oxidizer main valve

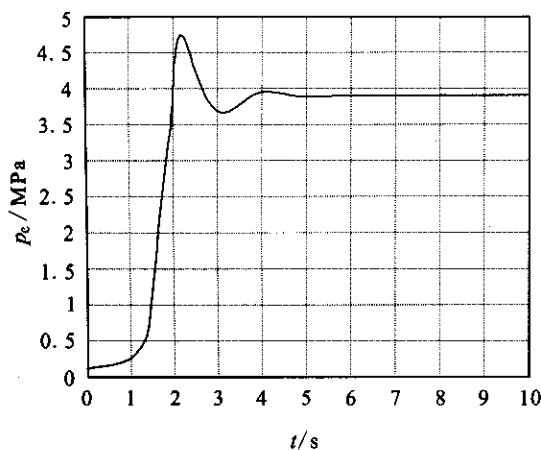


图3 燃烧室压力变化曲线

Fig.3 Pressure curve of combustion chamber

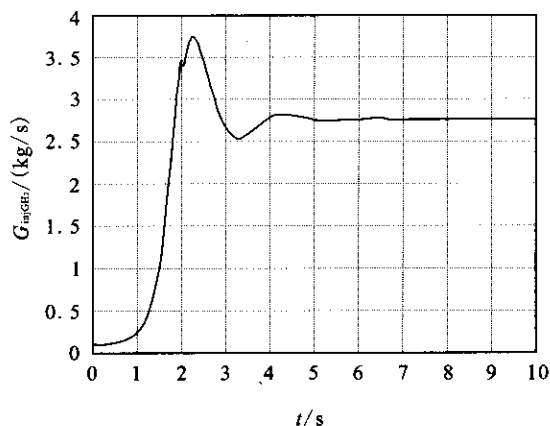


图4 氢喷前流量变化曲线

Fig.4 Mass flow curve of fuel injector

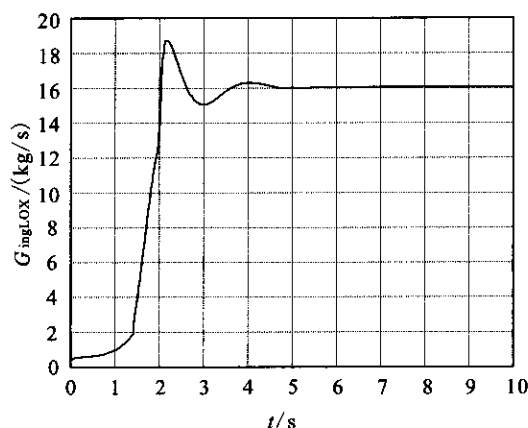


图5 氧喷前流量变化曲线

Fig.5 Mass flow curve of oxidizer injector

5 影响因素分析

对采用自身起动的膨胀循环发动机, 其起动过程不依赖于外能源, 起动过程中对能量的匹配要求尤为严格, 这就要求在起动过程中精确控制推进剂的供应。采用相关的阀门和调节元件, 控制发动机的初级工况及其转级时间, 从而达到使用目的。不同的氧主阀转全开状态时间、氧主阀初级开度和氧涡轮前分流比等均对起动过程有影响。

通过数值仿真计算, 本文研究了影响膨胀循环发动机起动过程的主要因素, 获得了以下几点结论:

(1) 氧主阀转级动作时间对爬升时的混合比变化影响很大,若阀门开启过早,发动机转级爬升时混合比可能过高,但是较晚的阀门动作在爬升时氧泵后压力的增长可能会过大,可能出现过调,实际工程应用时要充分权衡利弊,达到最优动作时序。

(2) 较小的氧主阀初级开度在初级工况时混合比较低,发动机起动加速性较好,曲线较陡峭,但是氧爬升速度可能过快,氧泵后压力过调较大。

(3) 若设置较小的氢氧涡轮泵转动惯量,则发动机起动更为迅速,混合比平稳爬升至稳定工况,但同时会带来氧喷前压力瞬间过大的问题。

(4) 如果设置低的氢涡轮前分流比,则发动机起动时拥有较高的剩余功率,因而爬升至主级也更为迅速;此外,越低的氢涡轮前分流比下,发动机额定工况点的室压、氢氧涡轮泵转速等参数越高。氢涡轮前分流比对混合比影响不是很大。值得指出的是,越低的氢涡轮前分流比起动加速时间越短,但同时会带来某些参数超调过大的问题,工程实用中应采用推力调节阀来控制分流比,尽量使发动机爬升迅速且超调小,以达到预期的目标。

(5) 氢涡轮效率的拟合特性对起动过程有显著影响,即使微小的效率特性差异都会引起爬升过程中混合比、压力及流量的显著变化,并直接影响爬升的快慢,效率相对越高,起动过程则越迅速。值得指出的是,较准确的涡轮效率特性必须依靠试验数据来拟合和修正。

(6) 反力度特性对氢涡轮的压比和功率影响较大,较高的反力度对应较高的氢涡轮压比和功率。反力度的大小对起动加速性影响不大。

6 进一步研究的建议

限于条件,本文的建模与仿真研究主要依赖于机理分析,要使数值模型能够较好地再现发动

机的起动过程,必须与实际的发动机系统和工程技术实践紧密结合。作者认为应该在以下方面开展进一步的研究工作:

(1) 氢在推力室冷却夹套的非稳态换热,以及夹套中瞬态流动特性与涡轮泵的低工况特性耦合会加剧起动过程中参数变化的复杂性,且夹套出口温度的变化规律对起动过程影响极大,应开展这方面的研究;

(2) 进行涡轮的吹风试验研究和泵的全特性试验研究;

(3) 由于氢涡轮泵全新设计,采用了较轻的材料,导致氢涡轮泵的转动惯量可能会小于氧涡轮泵的转动惯量,出现这种情况可能会导致起动过程中氢氧涡轮泵加速性的不协调,可通过重新设计氧涡轮泵或者改变系统设置加以解决,在发动机研制阶段应考虑氢氧涡轮泵转子转动惯量的匹配;

(4) 应开展推力调节阀对起动特性的影响分析。

参考文献:

- [1] YF-75D 膨胀循环发动机系统方案设计和参数优化论证报告[D]. 北京:航天动力研究所, 2005, 9.
- [2] 刘昆, 程谋森, 张育林. 液体火箭发动机系统瞬变过程模块化建模与仿真[J]. 推进技术. 2003, 5.
- [3] 刘红军, 张恩昭, 董锡鉴. 补燃循环发动机启动特性仿真研究[J]. 推进技术, 1999, 3.
- [4] 王珏. YF-73 氢氧发动机起动过程分析[D]. 北京: 航天工业总公司第十一研究所, 1990.
- [5] 薛定宇, 陈阳泉, 著. 基于 MATLAB/Simulink 的系统仿真技术与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002, 4.
- [6] 闻毛南, 孙国庆, 等. 氢氧火箭发动机[J]. 国外导弹技术 (增刊), 1979, 3.
- [7] 徐浩海, 刘站国. 补燃循环发动机起动过程涡轮功率控制[J]. 火箭推进. 2006, 4.

(编辑: 侯 早)