

文章编号: 1000-8055(2002) 04-0500-05

分级燃烧循环火箭发动机的动态特性研究

黄敏超, 刘 昆, 张育林, 王 楠
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 通过模块化设计, 仿真分级燃烧循环发动机的动态过程。通过发动机工作参数的波动特性分析, 为实际的发动机研制提供参照和依据。

关 键 词: 液体推进剂火箭发动机; 动态特性; 模块化

中图分类号: V434

文献标识码: A

Dynamic Characteristic Study of Staged Combustion Cycle Rocket Engine

HUANG Min-chao, LIU Kun, ZHANG Yu-lin, WANG Nan

(National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The dynamic process in the staged combustion cycle liquid rocket engine was simulated through the module codified. Owing to the mathematical model formulated that took account of the inertia, viscosity and compressibility of the liquid flow at the same time, this method could generally express the distributed characteristic of the dynamic process in the supplying system. What is more, in order to obtain higher precision in simulation calculation, we also made use of the experimental results to adjust parameter values of some important characteristics. Finally based on the simulated data, the fluctuations of the engine working parameters were discussed in this paper. And with the analysis results we provide some comparisons and basis for designing the staged combustion liquid rocket engine in the future.

Key words: liquid propellant rocket engine; dynamic characteristic; modularization

1 引 言

分级燃烧循环发动机是我国正在研制的一种新型的高性能液体推进系统。它有别于以往的开式循环发动机, 其涡轮、泵、预燃室工作紧密相关, 相互制约; 它的各种活门结构复杂; 各个部件的工作压力(特别是泵后压力)极高。如果我国要研制成功这种具有本质非线性的、部件耦合作用强烈的新一代发动机, 所需试验次数会很多, 致使其研制费用大大增加, 而在已有的经验知识上, 利用飞

速发展的计算机技术, 建立并不断修正发动机动态过程的数学模型, 以便近似模拟发动机的起动过程^[1]。这样可以减少发动机的试车次数, 节约财力、人力并加速新型号的研制步伐。正是由于分级燃烧循环发动机系统各部件之间存在着非线性关系, 以及大量的不确定因数的影响, 必然使得发动机动态过程出现工作参数不平稳波动。这样, 不仅影响产品的性能和质量, 而且对于材料、人力也会产生浪费, 甚至在试验过程中发生危险, 造成构件破坏、试验失败, 致使发动机研制周期加长和不

收稿日期: 2001- 09- 10; 修订日期: 2001- 12- 23

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59886003)

作者简介: 黄敏超(1969-), 男, 重庆人, 国防科技大学航天与材料工程学院讲师, 博士, 主要从事推进系统动力学研究。

要的资金浪费, 所以我们必须尽量对试验过程的不平稳波动进行确定, 可调整的因素使其达到最佳以避免波动, 不可调整的因素给出波动范围以选择适当的材料。

2 发动机的模块化分解

为了建立发动机系统的各分部件模型以及分部件之间的连接模型, 必须对发动机整个系统进行模块分解。其中可能会有许多种分解方式, 但分解的品质直接关系到模块的通用性、实用性, 甚至关系到仿真的计算性能。图1是一种发动机的泵前模块分解图。从中可以看出, 有许多分部件的模块图完全相同, 只是它们的特性参数不同而已。这样, 可以把这些相同的模块图编制一个通用子程序, 然后套上不同的特性参数对象即可。

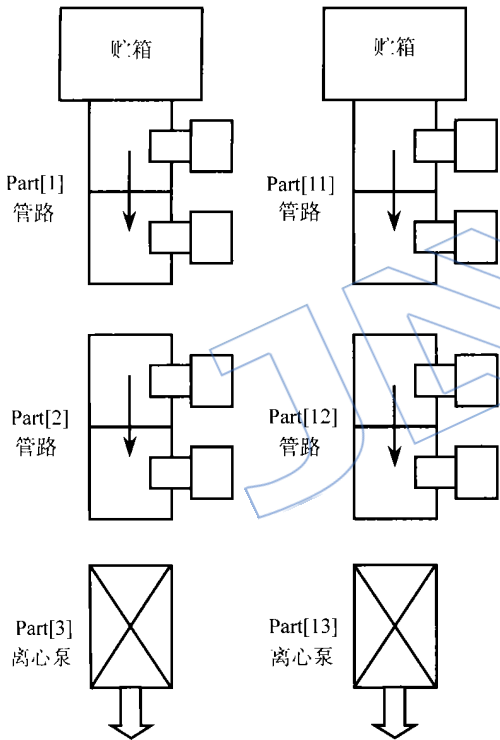


图1 发动机泵前模块分解示例

Fig. 1 Modularization representation of pre-pump components of engines

有关液体火箭发动机的建模, 现已有大量的文献报道^[2~5], 本文在此不再赘述。值得一提的是, 虽然我们采用集中参数方法建模, 但同时考虑了液体的惯性、粘性和压缩性, 而且按照预先确定的信号频率大小(可以提取1~500 Hz的信息)进行合适的分段, 使得程序自动建立的常微分方程组能在一定程度上反映发动机动态过程的分布特

性, 并且便于发动机部件模块化编程。
在处理部件模块之间的流量关系 $q^{21} + q^{22} + \dots + q^{2n} = 0$ 时, 由于考虑了液体的压缩性, 使得同一段管路的流量可能不一样(质量守恒: $dm_i/dt = q^{1i} - q^{2i}$)。这样只需简单根据流量关系约去一个流量变量, 建立 $n-1$ 个独立的流量状态方程即可。

3 不可调的波动因素

3.1 起始反压引起的氧化剂流量波动

在发动机开始启动后, 预燃室的氧化剂主活门打开, 氧化剂开始充填管路和预燃室, 然后进入并冲击涡轮叶片产生一定的转速, 使得氧化剂流量来回波动, 以致产生波动。原因是氧化剂作用涡轮泵转动, 使得泵后氧化剂压力上升, 在一段时间内抑制氧化剂流量, 使其先减小, 然后又增加(如图2e所示)。图中: n 为涡轮泵转速, p_c 为燃烧室压力, p_{gg} 为预燃室压力, k 为预燃室组元比, q_{mo} 为预燃室氧化剂流量, q_{mhl} 为冷却路燃料流量, q_{mg} 为预燃室燃料流量, N_t 为涡轮输出功率; 1为正常启动过程曲线, 2为 $d_1 = 0.098\text{ m}$, $l_1 = 0.50\text{ m}$, $l_2 = 2.00\text{ m}$ 时的启动过程曲线。

3.2 点火引起的系统参数波动

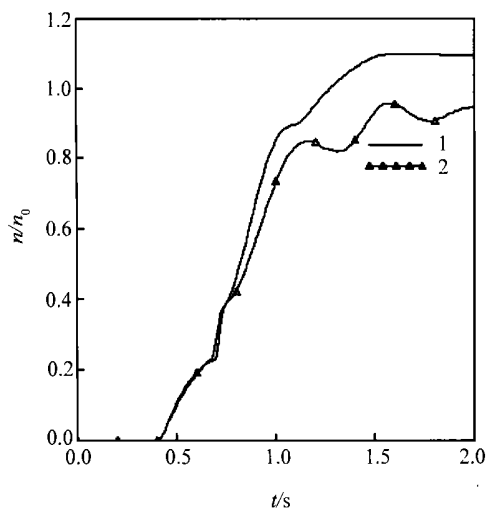
发动机点火后在预燃室内, 产生高压燃气, 因为稳流型流量调节器的作用, 燃料流量基本保持不变, 但预燃室内部压力快速上升, 抑制氧化剂流量使其变小, 这样就使系统参数出现波动, 预燃室内的混合比、压力和氧化剂流量与燃烧室内的压力都减小, 涡轮泵功率升高。接着由于涡轮内燃气压力的上升, 转速快速升高, 氧化剂流量等得以增大, 涡轮泵功率下降, 随后发动机平缓变化(如图2所示)。

3.3 流量调节器转级引起的系统波动

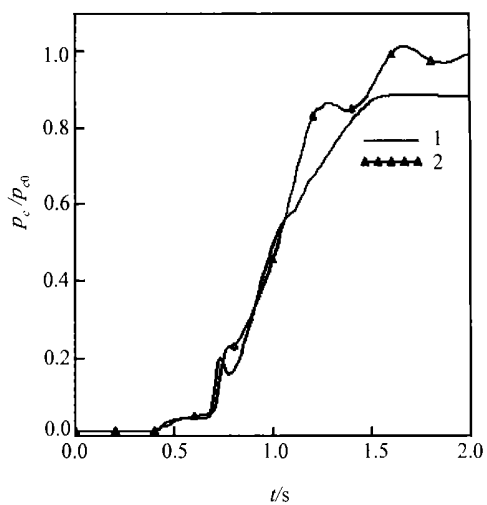
各系统参数在流量调节器从转级到最终稳定的过程中, 出现的波动现象都不太明显, 但不能消除的(如图2g所示)。

3.4 燃料充填管路时出现的波动

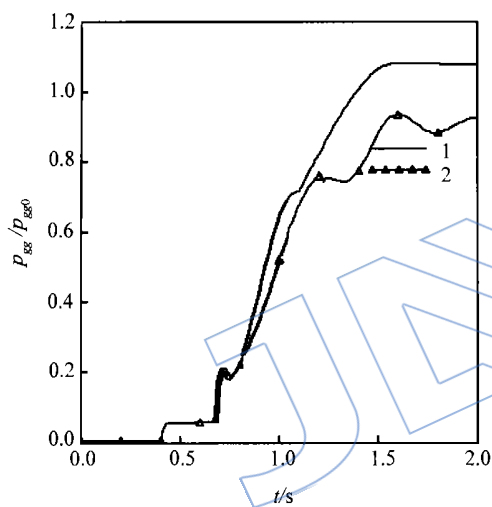
由于燃料主活门后的充填管路分为三段, 故出现了两次波动, 经过前两个节流圈时, 由于主燃料流还有一定压力, 反压作用会抑制主燃料流, 使其减小, 而且抑制作用与主燃料流的压力有关, 压力越大抑制作用越明显。但当主燃料流到达第三个节流圈时液体燃料的压力变得很小, 节流圈的抑制作用不太明显(如图2f所示)。



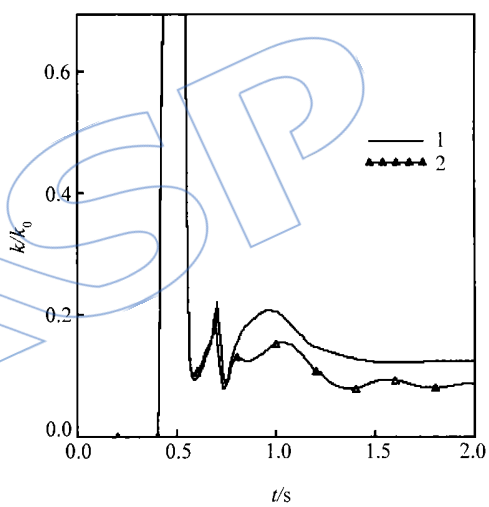
(a)



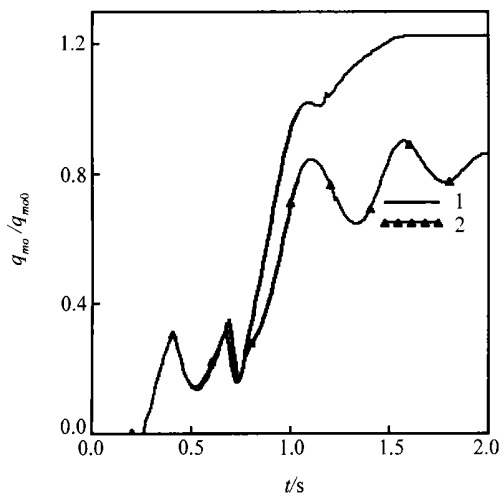
(b)



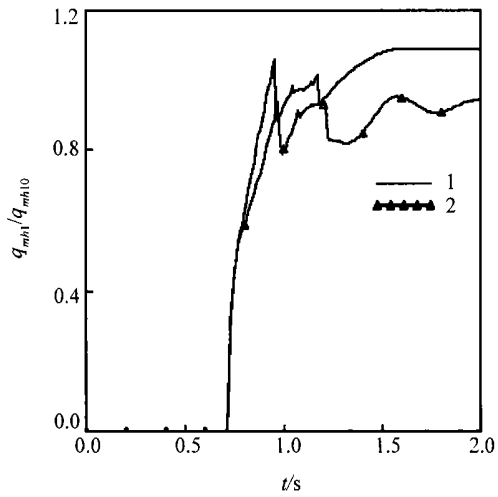
(c)



(d)



(e)



(f)

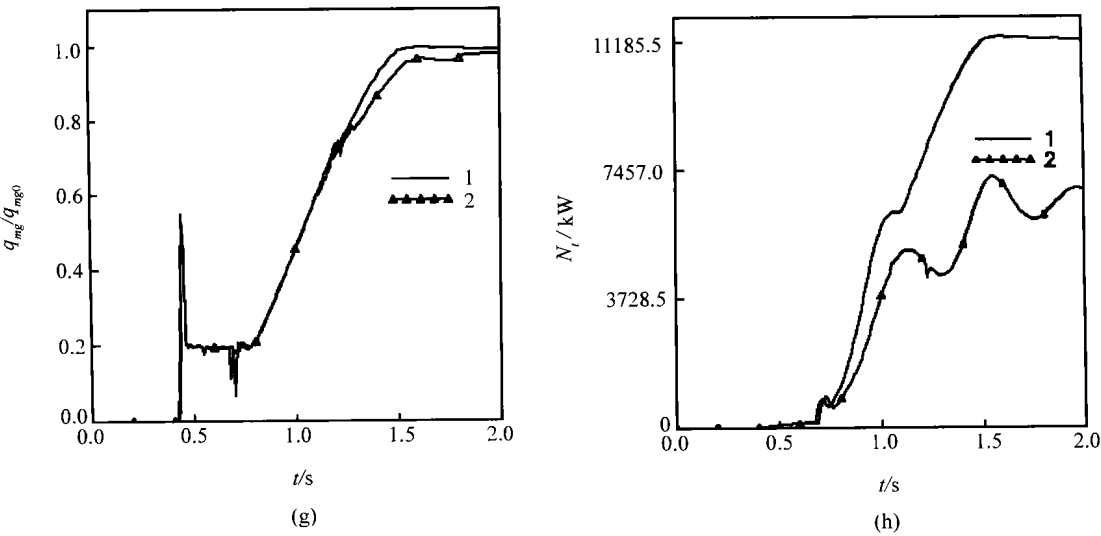


图2 分级燃烧循环发动机启动过程

Fig. 2 The start-up process of one staged combustion cycle liquid rocket engine

4 可调的波动因素

4.1 燃烧室喉部直径与燃气导管容腔的影响

由于分级燃烧循环发动机为闭式系统, 这样当发动机工作时, 则燃气导管的压力影响涡轮的功率、涡轮的功率影响各泵的压升、而泵的压升又影响燃气导管的压力, 因此燃烧室喉部直径与燃气导管容腔(即涡轮出口到燃烧室喉部之间的容腔道)对系统稳定性有很大的影响。

如果燃烧室喉部直径和燃气导管容腔的参数选择不合理时, 将导致发动机产生波动, 使工作过程产生不稳定。设 d_t 为燃烧室的喉部直径, $V_c(l_1, l_2)$ 为燃气导管容腔容积(l_1 是燃气管路的长度, l_2 是燃烧室的长度)。

从表1中可以看出, 容腔容积 V_c 较小时, 发动机的参数变化较为平缓, 但当其高于某一值时, 就会出现参数波动。氧化剂流量的波动使得预燃室的低混合比状态时间变长, 不利于发动机性能的提高。

出现参数波动是因为燃烧室压力上升与预燃室压力上升相比较为滞后, 容器容积越大这种滞后现象越明显。这样当预燃室压力不再上升时, 燃烧室的压力仍继续上升, 使得涡轮入口压力与出口压力比下降, 涡轮做工能力下降, 因而涡轮转速下降, 预燃室氧化剂流量、预燃室压力与滞后的燃烧室压力也随着下降。但由于预燃室氧化剂流量的下降, 使得预燃室混合比也下降, 这样涡轮的做工能力在下降到某一值后会增加, 涡轮泵转速等

表1 喷管喉部直径和燃气导管容腔对波动的影响

喉部直径/ m	燃气导管长度/ m	燃烧室长度/ m	是否出现波动	波动时间/ s
0.098	0.10	0.40	否	
0.098	0.32	1.45	是	1.00~2.00
0.098	0.50	2.00	是	1.00~2.00
0.102	0.10	0.40	否	
0.102	0.16	0.69	否	
0.102	0.21	0.91	否	
0.102	0.626	1.25	是	1.00~1.50
0.102	0.32	1.45	是	1.00~1.75
0.106	0.10	0.40	否	
0.106	0.32	1.45	是	1.00~1.60

表2 喷注腔充填体积对波动的影响

推进剂	推进剂	推进剂	推进剂	燃烧剂	燃烧剂
喷注腔充填体积/ m^3	4.7718×10^{-3}	5.7718×10^{-3}	7.7718×10^{-3}	1.006×10^{-4}	2.006×10^{-4}
是否出现波动	是	否	否	否	否
波动时间/s	0.85~2.00				

参数又会上升,于是产生周期性的波动,波动的幅度与燃烧室压力滞后的时间成一定比例。

当 $d_t=0.098\text{ m}$, $l_1=0.50\text{ m}$, $l_1=2.00\text{ m}$ 时,发动机工作参数会出现较大的波动,波动时间约为 $1.0\sim2.0\text{ s}$ (见图2),占整个起动时间的50%。

4.2 喷注腔充填体积 V 的变化

4.2.1 氧化剂喷注腔充填体积的变化

当氧化剂喷注腔的充填体积变小时,氧化剂对其的充填时间明显变短,使得氧化剂进入预燃室的最初积累明显增加。当氧化剂进入涡轮后,导致涡轮转速产生一个较大变化,使得氧化剂和燃料的流量也有一个瞬时变化。从表2可知,氧化剂喷注腔充填体积小于 $4.7718 \times 10^{-3}\text{ m}^3$ 时,发动机工作参数出现了波动。

4.2.2 燃料喷注腔充填体积的变化

由于燃料在进入燃料喷注腔之前,经过了稳流型流量调节器,故燃料喷注腔充填体积变化对发动机产生的波动影响不大,只是对燃料喷注器的充填时间发生了明显变化,同时各系统参数的起始变化时间由于其充填体积的变小或变大而提

前或延迟。

5 结 论

本文是以分级燃烧循环液体火箭发动机的动态过程仿真为基础,对其波动特性进行了分析,优选了一些设计参数的参考值,对于今后的发动机工程设计将有一定的参考价值。

参考文献:

[1] 格列克曼 Б Ф 著,顾明处,郁明桂,邱明煜译. 液体火箭发动机自动调节[M]. 北京: 宇航出版社,1994.

[2] 刘昆,张育林. 考虑入口和出口容积效应的涡轮动力学模型[J]. 国防科技大学学报,2001,23(3): 9- 11.

[3] 刘红军. 补燃循环发动机静态特性与动态响应特性研究[D]. 北京: 航天科技集团公司第十一研究所,1998.

[4] 邢耀国. 火箭发动机控制工程[M]. 海军航空工程学院“九五”规划教材,烟台: 海军航空学院出版社,1997.

[5] 刘昆,张育林. 分布参数管道的一种改进的小分段有限元模型[J]. 国防科技大学学报,1998,20(4): 5- 8.

(责任编辑 杨再荣)