

文章编号: 1000-8055(2007)11-1954-04

部分催化过氧化氢变推力发动机的稳定性分析

刘景华, 谭建国, 杨 涛, 王振国
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 提出了一种部分催化发动机方案, 该发动机在大范围推力调节时能维持压降基本不变; 通过与不催化和全催化方案比较, 证明该发动机具有更大的稳定工作范围; 对该方案发动机的调节性能开展了仿真研究, 当采用斜坡输入时, 发动机具有快速、稳定的响应特性。

关 键 词: 航空航天推进系统; 变推力发动机; 稳定性; 部分催化
中图分类号: V 430 **文献标识码:** A

Stability analysis on variable thrust engine of partially catalyzed hydrogen peroxide

LIU Jing-hua, TAN Jian-guo, YANG Tao, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A partially catalyzed engine scheme was presented. This engine could keep the inject pressure drop almost unchanged when the thrust varies very much. It's proved that this engine functions stably in a wider thrust range if non-catalyzed engine and fully-catalyzed engine are compared. The regulating performance of this engine was also simulated. The results show that the engine's response is rapid and stable when ramp input is employed.

Key words: aerospace propulsion system; variable thrust engine; stability; partially catalyzed

变推力是液体火箭发动机发展的一个重要方向。变推力发动机在运载器的最优轨道调节、航天器的轨控和姿控、飞行器的软着陆等方面有重要意义^[1]。早在 20 世纪初, Goddard 就提出了火箭发动机推力控制与调节的必要性问题。Apollo 飞船的登月舱是利用变推力液体火箭发动机进行软着陆及机动飞行的典型实例。

变推力发动机最初都采用 N_2O_4 和肼等有毒推进剂, 近年来, 适应于推进剂向无毒无污染、高性能方向发展的趋势, 过氧化氢成为了变推力发动机的首选推进剂^[2]。它具有密度比冲高、常温可存储、可单分解、可自燃等优点。

过氧化氢变推力发动机有两种方案: (1) 采用只调流量的“单调”方案; (2) 流量和喷注压降同时调节的“双调”方案。“单调”方案具有结构简单、可靠性高、控制容易等优点^[3], 但其缺点是由于喷注压降有很大改变, 燃烧品质难以保证, 可能存在燃烧效率和燃烧稳定性的问题。

本文针对过氧化氢可催化分解的特点, 提出了一种部分催化的变推力发动机方案, 它既具有“单调”方案结构上的简单性, 又具有稳定的喷注压降, 从而能保证良好的燃烧品质。本文通过与不催化和全催化变推力发动机对比, 证明了部分催化发动机的优越性。

收稿日期: 2007-01-22; 修订日期: 2007-04-04

作者简介: 刘景华(1962), 男, 广西南宁人。在职博士生, 研究方向为火箭发动机和飞行器总体设计。

1 部分催化变推力发动机方案

过氧化氢可以催化分解为高温氧气和过热蒸汽, 采用带催化的过氧化氢发动机具有燃烧稳定、效率高、无启动爆轰等优点. 但是无论催化后的气体还是不催化的液体, 随着流量减少, 喷注压降都会剧烈下降. 单调变推力发动机中, 当室压高时, 喷注压降也高, 加大了供应系统的负担; 而室压低时, 压降也低, 这造成了供应能力的浪费.

在部分催化变推力发动机中, 固定小部分过氧化氢流量, 使其总是被催化, 而未催化过氧化氢则以文氏管调节. 催化后的高温气体再与液态过氧化氢混合, 然后以气液两相流方式喷射进入燃烧室. 在小推力时, 主要依靠催化气体参与喷雾燃烧, 大推力时, 主要依靠液态过氧化氢的喷雾燃烧. 这种方案具有如下优点:

- (1) 结构简单, 可靠性高;
- (2) 一定的催化气体能够提高喷嘴的雾化品质;
- (3) 较少的过氧化氢催化在降低催化剂和相应结构重量的同时, 又能避免启动爆轰;
- (4) 部分催化使喷注压降不会剧烈变化, 从而能保证发动机的系统稳定性.

本文以 90% 过氧化氢/煤油为推进剂, 以空间机动平台轨控发动机为目标, 考虑我国现有发动机技术水平, 其主要参数如表 1 所示.

表 1 部分催化变推力发动机设计参数
Table 1 Design parameters for partially catalyzed variable thrust engine

参数	数值	参数	数值
最大推力/ N	5 000	推力调节比	10: 1
最大室压/ MPa	3. 85	喉部直径/ mm	29. 25
喷管膨胀比	100	最大过氧化氢流量/ (kg/s)	1. 435
设计高度比冲/ (m/s)	3 102	最大煤油流量/ (kg/s)	0. 177

部分催化变推力发动机中, 可调汽蚀文氏管与传统变推力发动机一样, 本文不予讨论. 但由于采用部分催化的“单调”方案, 喷注器没有活动部件. 为了保证喷注器既有良好的雾化和燃烧性能, 又有很好的低室压稳定性, 采用了一种自击预混式喷嘴, 其结构方案如图 1 所示. 过氧化氢入口进入的是包含了催化气体和未催化液体的两相混合物.

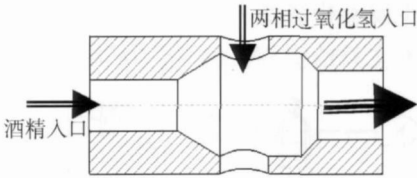


图 1 喷嘴结构示意图
Fig. 1 Schematic of injector

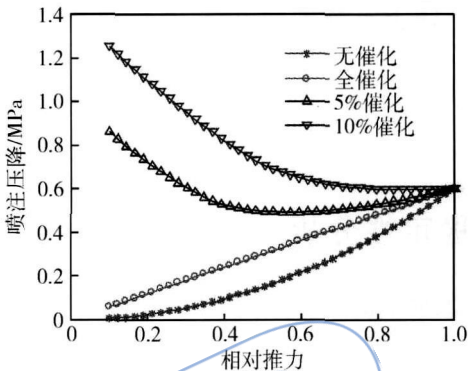


图 2 不同催化方案下的压降
Fig. 2 Pressure drop in different catalyzed scheme

设计最大推力时的喷注压降为 0. 6 MPa, 图 2 是理想均匀流动情况下, 不同相对推力下的压降. 可以看到, 当采用无催化方案时, 最小喷注压降仅为 0. 006 MPa; 当采用完全催化方案时, 最小喷注压降为 0. 06 MPa. 显然, 如此低的压降, 在喷雾燃烧性能和系统稳定性上都存在很大问题. 当采用 10% (相对最大流量) 部分催化方案时, 喷注压降在 1. 25~ 0. 6 MPa 之间; 当采用 5% 部分催化方案时, 喷注压降在 0. 49~ 0. 86 MPa 之间. 这种稳定的压降不仅有利于提高发动机性能, 也有利于喷嘴的设计. 如果在计算中采用分层流动模型, 并考虑小雷诺数下的层流效应, 压降曲线的量值会有所不同.

2 发动机系统动力学模型

本文建立了过氧化氢变推力发动机系统的一维动力学仿真模型, 其结构如图 3 所示. 主要模型包括:

- 基于分布参数的管路模型;
- 恒定压力的储箱模型 (1);
- 不考虑动力学特性的阀门模型 (2);
- 固定和可调的汽蚀文氏管模型 (3);
- 基于均匀流动的两相流喷嘴模型 (4);
- 采用燃烧时滞的燃烧室模型 (5);
- 催化床模型 (6);
- 不带反馈的控制系统 (7).

关于发动机各组件的动力学模型,请参阅文献[4],本文只给出相关的计算结果.

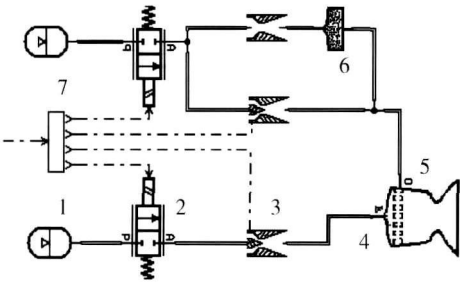


图 3 发动机系统原理图
Fig. 3 Propulsion system configuration

3 稳定性分析

3.1 发动机的稳定性模式

图 4 是不催化变推力发动机在不同推力水平下的室压曲线. 当在 0.4 倍额定推力时,发动机在经过短暂的启动振荡后,很快趋于平稳,此为稳定模式;当在 0.262 倍推力时,室压基本维持等幅振荡,此为临界稳定模式;当在 0.2 倍推力时,在初始小扰动下,室压振幅不断增长,直到达到某一很大振幅,它对应了不稳定模式. 无论在什么模式,振荡频率与供应系统和燃烧室参数有关,图 4 中的振荡频率为 114 Hz.

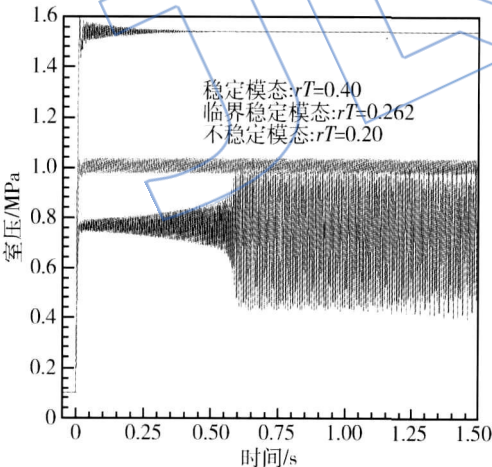


图 4 火箭发动机系统的三种稳定性模式
Fig. 4 Three stable modal in rocket engine

完全催化发动机有与此类似的模式,只不过频率点和临界点不同. 部分催化发动机方案全局稳定,而且,在小推力时具有更好的稳定性.

3.2 不同方案下的变推力极限

以发动机的临界稳定为界,可以得到发动机的变推力极限,如表 2 所示:

表 2 三种方案的变推力极限

Table 2 Thrust variable limitation of three scheme

	不催化	完全催化	部分催化
变推力极限	0. 262	0. 153	< 0. 1

从表中看出,不催化方案可变范围最小,完全催化方案次之,部分催化方案能够在全范围内达到稳定工作. 其原因在于:随着推力下降,室压下降,由图 2 看到,此时喷注压降不降反升,导致在小推力时,喷嘴处于超临界工况,此时,室压的变化不会影响到喷前压力.

发动机低频振荡必然需要两个要素:一是燃烧释放的能量作为振荡源;二是要与供应系统耦合. 而喷嘴的声速条件则消除了这种耦合,从而系统在全范围内是稳定的. 当然,这只是针对低频振荡而言,本文没有考虑在变推力情况下由燃烧诱导的声学不稳定.

3.3 部分催化下变推力调节性能

变推力发动机的调节通过可调汽蚀文氏管进行,文氏管的调节精度和响应时间对发动机调节

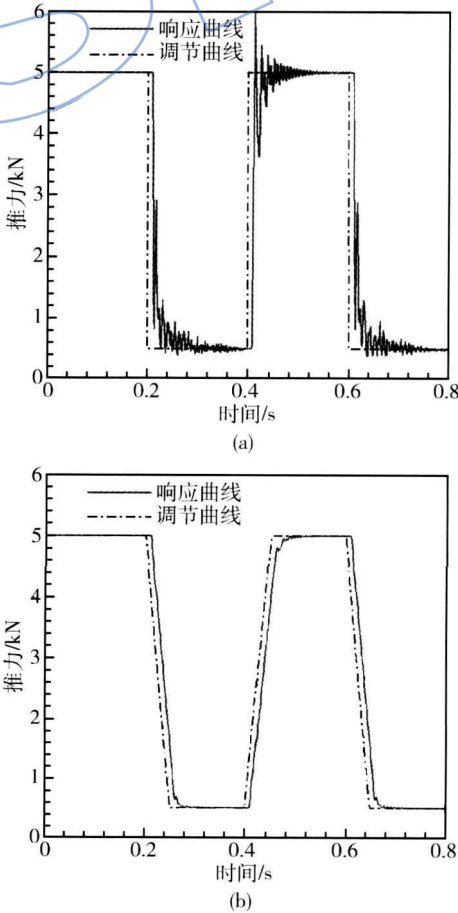


图 5 不同调节方式下的推力曲线

Fig. 5 Thrust curves in different regulating manners

性能有重要影响. 图 5 显示了实际推力(响应曲线) 对设定推力(调节曲线) 的响应, 图 5(a) 的控制量是阶跃输入, 图 5(b) 是斜坡输入. 可以看到: (1) 实际推力相比设定值会有一定的延迟, 这与管路内的压力波速有关; (2) 当阶跃输入时, 实际推力会出现较大幅度振荡, 而且, 达到稳定的时间也需要 0.1 s 以上, 但是, 当采用斜坡输入时, 输出的推力响应则既快速, 又稳定. 从这个角度来看, 采用快速响应阀反而不利于推力调节.

4 结 论

首次提出了部分催化变推力发动机的方案构想, 其主要特点在于当推力变化时, 喷注压降基本保持不变. 然后, 在建立发动机系统动力学模型的基础上, 对比了不催化、全催化和部分催化三种方案的稳定性, 结果表明:

- (1) 随着推力变化, 发动机将出现稳定、临界稳定和不稳定三种模态;
- (2) 对本文所设计的变推力发动机, 不催化方案的稳定极限是 0.262 倍推力, 全催化方案的稳

定极限是 0.153, 部分催化方案则全程稳定;
(3) 在一定延迟和振荡情况下, 部分催化变推力发动机能够全程调节, 但较好的调节方式是采用适当的斜坡输入, 此时, 发动机具有快速、稳定的响应特性.

参考文献:

[1] 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001, 1.
[2] Krishnan A, Przekwas A J, Gross K W. Computational analysis of liquid hypergolic propellant rocket engine[R]. AIAA 92-1552.
[3] 李红增, 卢京潮, 王志刚, 等. 一种大范围变推力液体火箭发动机控制器的设计及实现[J]. 空军工程大学学报, 2004, 5(6): 14-17.
LI Hongzeng , LU Jingchao , WANG Zhigang , et al. The design and implementation of a variable thrust liquid propellant rocket engine control system [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2004, 5(6): 14-17.
[4] 曹泰岳. 火箭发动机动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2004.