

文章编号: 1000-8055(2007)12-2119-05

富氧预燃室试验启动过程研究

汪小卫, 金平, 俞南嘉, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为开展全流量补燃循环发动机富氧预燃室试验研究, 对其试验启动过程进行了设计, 阐述了试验条件下的富氧预燃室启动过程的特点, 选择了非传统的富燃点火启动模式. 对该预燃室启动过程动态特性进行仿真研究和热试车试验, 计算与试验结果吻合良好, 多次试验结果表明在小流量富氧预燃室上应用富燃点火启动点火可靠性高、试验稳定可靠, 无任何烧蚀现象. 启动方案的研究和仿真为预燃室的试验打下基础, 并为今后该类型发动机动态过程研究提供参考.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 富氧预燃室; 启动过程; 动态数学模型; 仿真

中图分类号: V434

文献标识码: A

Start-up experimental research on oxidizer-rich preburner

WANG Xiao-wei, JIN Ping, YU Nan-jia, CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to develop oxidizer-rich preburner technology of full-flow staged combustion cycle engine (FFSC), this paper planned the start-up experiment for an H_2/O_2 ox-rich preburner, and described their characteristics under test conditions. And, a fuel-rich ignition start-up mode was selected. The simulation study and test run of preburner show that, the calculated results match the test results, demonstrating that fuel-rich ignition for small flux ox-rich preburners is reliable and steady without any burning. This research and simulation lay a firm basis for future test and study of similar preburners.

Key words: aerospace propulsion system; ox-rich preburner; start-up; dynamic model; simulation

全流量补燃循环技术是具有最高燃烧性能的分级燃烧循环技术, 是可重复使用液体火箭发动机技术的重要发展方向. 氢氧分级燃烧循环技术已经成功应用在美国航天飞机上长达 25 年, 但仍存在维修费用高、可靠性低、可重复使用率低等很多亟待解决的问题. 全流量补燃循环技术正是解决航天飞机主发动机 (SSME) 的这些问题的最有效的解决手段. 美国自上个世纪 80 年代末以来一直在分阶段地进行氢氧全流量补燃循环发动机的研制^[1-2]. 自全流量补燃循环发动机概念提出以来, 作为其关键技术之一的富氧预燃室也随之被

关注, 在全流量补燃循环中, 采用富氧预燃室产生的大流量富氧燃气驱动氧涡轮, 这样降低了涡轮燃气温度, 增加了涡轮的可靠性, 同时还可以去掉燃气导管冷却结构以简化结构和降低重量, 并且全流量补燃循环中氧涡轮密封更可靠, 提高了发动机的可靠性. 对富氧预燃室的研究对今后高性能液体火箭发动机的发展和应用起着关键的作用^[3]. 对氢氧富氧预燃室的试验研究是必要的.

而在发动机的启动过程中, 由于时间极短, 使得整个发动机处在极不稳定状态, 发动机系统参数在大范围内迅速地变化, 很容易使系统组件承

收稿日期: 2006-11-28; 修订日期: 2007-03-20

基金项目: 国家 863 基金资助项目 (2005 AA 22040)

作者简介: 汪小卫 (1983), 男, 安徽安庆人, 博士生, 主要从事全流量补燃循环发动机技术研究

受较恶劣的工况. 在整个发动机工作过程中, 启动阶段是最容易发生事故的阶段, 对发动机启动过程展开研究具有重要的意义^[4-5].

对于具有富氧预燃室的补燃循环发动机启动过程, 有其自身的特点和难点. 首先富氧预燃室工作在偏离额定燃烧混合比较远的工况下, 点火难度高, 启动时序控制不合理将进一步增加点火难度, 导致点火失败; 其次不同于传统富燃预燃室的低混合比工况(如 SSME), 富氧预燃室工作混合比很高, 为高富氧燃烧, 其启动过程时燃烧环境对供应管路的控制程序比较敏感, 如果燃料流量的供给及点火等时序选择不合理, 极易造成在预燃室内形成较低混合比的燃烧环境, 产生高温富氧燃气, 烧蚀涡轮与燃气通道等部件. 另外启动过程中预燃室高富氧的燃气对点火器的回流也是绝对不允许的, 特别是采用富燃燃烧的点火方案时. 必须选择合适的启动方案. 对于富氧预燃室自身的试验研究同样具有以上难点.

1 富氧预燃室启动过程方案研究

为进行富氧预燃室试验研究以及全流量补燃循环发动机系统缩尺热试车试验研究, 设计并研制了系统中关键部件——双组元挤压式氢氧富氧预燃室. 模型如图 1, 预燃室试验系统包括点火器氢、氧分系统, 主氧分系统以及吹除氮气分系统等. 工作混合比为 330, 流量: 1.6 kg/s. 为模拟发动机真实环境, 预燃室和燃气导管采用防氧化镀层, 但未采取任何热防护措施. 点火器采用成熟的热表面谐振氢氧火炬式点火器, 额定工况为富燃燃烧模式, 产生富燃点火火炬. 由于预燃室工作混

合比高, 氢流量较小, 氢设计全部从点火器进入, 点火成功后, 点火器作为喷嘴继续工作.

1.1 富氧预燃室混合比控制

在全流量补燃循环发动机中富氧预燃室启动方案设计的 关键之一 是 必须 将 预燃室的混合比控制在组件结构允许的范围内, 同时应使启动过程发动机主要参数的变化协调、平稳. 富氧预燃室在额定工作状态下, 燃气平均温度低, 预燃室和燃气管道不用采取热防护措施, 推力室部分也未采取防高温氧化措施, 简化了结构, 这也是全流量补燃循环相对于富燃补燃循环(如 SSME、RD0120)和富氧补燃循环(如 NK-33)带来的优势之一, SSME、RD-0120 与 NK-33 在预燃室部分和燃气导管部分都采用了主动冷却机制^[6]. 但这就使全流量系统中富氧预燃室启动过程中预燃室温度(混合比)的控制非常关键, 应避免产生高温的燃气烧蚀预燃室和燃气导管.

通常预燃室混合比的控制是通过控制预燃室流量较小的组元来实现. 同时该组元的流量还可以控制发动机的启动速率, 使发动机工况上升平稳、各组件参数协调. 对于富氧预燃室来说, 则是通过控制预燃室燃料(流量较小的组元)流量的增长速率来实现. 对于大流量富氧预燃室, 采用氧化剂先进入, 启动过程较为理想的方法是对燃料流量的进入进行分级控制, 实现混合比分级变化, 以控制发动机主要参数的变化协调、平稳^[4]. 而试验较小流量富氧预燃室, 流量总体变化范围小, 可以不采用分级方案, 采用单级启动方案即可.

1.2 富氧预燃室点火启动过程研究

启动过程传统方法采取预燃室内高富氧环境点火可以避免启动过程低混合比富氧燃烧, 即主氧先进入预燃室, 燃料随后进入, 并同时点火, 氧化剂与燃料的进入燃烧室有一定时间差. 如果时差过短, 预燃室内氧存积较少, 氢的大量进入, 将会使预燃室仍然产生较高温的富氧环境的危险; 而如果时间差过长, 可能会产生压强峰, 使氧化剂流量波动甚至断流, 是不可取的. 因此, 氧化剂和燃料进入预燃室的时间差必须得到较好的控制, 难度较大^[4].

主氧阀提前开启, 燃料的后进入, 并进行点火, 会超过额定混合比的点火环境势必增加了点火难度, 此问题必须综合结构设计和启动时序等一起考虑解决. 而对于较小流量富氧预燃室, 虽然未采取热防护措施, 但由于其启动时间短, 一般在

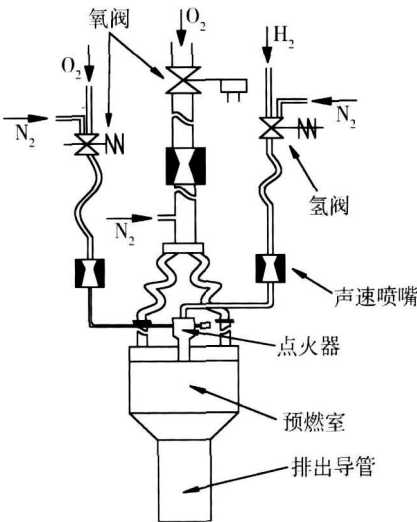


图 1 富氧预燃室试验管路模型简图

Fig. 1 Model of the oxidizer rich preburner system

几百毫秒,甚至几十毫秒,在如此短的启动时间内,即使存在低混合比高温燃烧时段,其高温时段比整个启动时间还要更短一些,对于已采取防氧化措施的预燃室和燃气管道来说是可以采用的,而低混合比的启动又进一步加快了启动过程.这样又避免了高于额定混合比情况下的点火困难增加和氧化剂存积导致点燃后发生烧蚀等严重现象,在某种程度上提高了启动过程的可靠性.

1.3 预燃室启动过程设计方案

在预燃室试验之前,需要对预燃室各供应管道进行相应推进剂的吹除工作,置换管道中的空气,并吹除水蒸汽.推进剂预充填至主阀门.

针对本文研究的小流量富氧预燃室,为提高点火可靠性和安全性,设计点火启动方案为点火器提前点火,主氧滞后进入预燃室的点火启动方案.

火炬式点火器额定工况为富燃燃烧,且并未设计任何热防护和抗氧化措施,因此必须避免在点火器内产生过高温或富氧燃烧环境.启动过程设计为氢提前进入点火器,氧滞后进入点火器并点燃产生点火火焰,随后主氧进入预燃室与富燃点火燃气进行燃烧.

2 启动过程典型组件的动态数学模型

2.1 基本假设

- (a) 流动为紊流状态,不考虑充填时层流的影响;
- (b) 假设燃烧完全充分;
- (c) 不考虑启动过程中室壁与燃气热交换因素;
- (d) 气体符合理想气体状态方程.

2.2 燃烧室工作的动态数学模型^[5,7]

由燃烧室质量守恒方程和状态方程等,经化简得燃烧室压强方程

$$\frac{dp_c}{dt} = RT \left[\frac{\dot{m}_i - \dot{m}_e}{V_c} + \frac{p_c}{R^2 T^2} \frac{\partial RT}{\partial MR} \frac{dMR}{dt} \right] \quad (1)$$

混合比微分方程:

$$\frac{dMR}{dt} = (1 + MR) \cdot [\dot{m}_o - MR \cdot \dot{m}_H] \cdot \frac{RT}{V_c p_c} \quad (2)$$

MR 为燃烧室混合比, RT 为燃气热值.

2.3 喷管模型

声速喷嘴数学模型喉部流量同样方程,具体采用文献[7]中模型.

$$\begin{cases} \frac{p_a}{p_c} \leq \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}, & q_c = \frac{p_c A_t}{\sqrt{R_c T_c}} \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \\ \frac{p_a}{p_c} \geq \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}, & q_c = \frac{p_c A_t}{\sqrt{R_c T_c}} \cdot \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[\left(\frac{p_a}{p_c} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_a}{p_c} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \end{cases} \quad (3)$$

2.4 气路方程^[5]

短管气路方程采用无惯性稳态液流方程近似计算

$$p_{gi} - p_{ge} = \xi_s \cdot \frac{\dot{m}_g^2}{2 \bar{\rho}_g \cdot A^2}, \quad \bar{\rho}_g = \frac{p_{gi} + p_{ge}}{2RT_g} \quad (4)$$

由上式推出 $p_{ge} = \sqrt{p_{gi}^2 - \xi_s \cdot RT_g \cdot \dot{m}_g^2 / A^2}$, ξ_s 为气体管路的等效流阻系数.

2.5 头腔及喷注器模型^[7]

头腔采用容腔方程

$$\frac{d\rho}{dt} = \frac{1}{V} \left(\sum \dot{m}_i - \sum \dot{m}_e \right) \quad (5)$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{\gamma}{V} \left(\sum (p u A)_i - \sum (p u A)_e \right) \quad (6)$$

V 为容腔容积, 喷注器瞬态流量

$$\dot{m} = C_v \frac{KA_v p q(\lambda)}{\sqrt{T}} \quad (7)$$

C_v 为流量系数, 由冷流试验可以得到; A_v 为喷注面积.

3 试验结果及仿真计算结果分析

3.1 对数学模型的数值处理方法及相关讨论

描述此试验预燃室动态数学模型可表示成如下矢量形式

$$\frac{d\mathbf{X}}{dt} = \mathbf{f}(\mathbf{X}, \mathbf{Y}), \quad \mathbf{g}(\mathbf{X}, \mathbf{Y}) = 0 \quad (11)$$

初始条件为 $\mathbf{X}(t)|_{t=0} = \mathbf{X}_0$, 其中 $\mathbf{X} = (p_c, \dot{m}, \dots)$ 为状态变量, $\mathbf{Y} = (RT, V_c, \dots)$ 为中间变量. 此即为常微分方程组的初值问题, 针对图 1 中各具体模块建立数学模型^[8].

在已有的文献中对上述动态过程数学模型进行计算一般都采用 4 阶 Runge-Kutta 数值方法, 但都没有对方程组本身进行数学分析^[5,9]. 本文借助常微分方程理论对此方程组进行简要分析.

首先对方程组的本身性质进行分析, 此常微分方程组为平面自治非线性常微分方程组, 由于方程的具体形式过于复杂, 不便采用具体的解析

表达式表示,对其表达式进行数学上的定性分析也是相当复杂的^[10].从工程的角度来看,过于复杂地分析方程形式的本身是没有必要的,适用于采用4阶Runge-Kutta数值方法求解.从物理意义上来看,方程组的最终解属于稳定奇点,而且此方程组是一致渐进稳定的,但并不能确定是否全局稳定,但只要初始值偏离不要太大,计算步长不要太长,将是稳定的^[10].

对于(2)式中 RT 对混合比的偏导的计算方法,由于压强对 RT 值影响较小,只考虑混合比对 RT 值的影响,于是就可以根据标准热力计算程序的计算结果以中心插值的形式给出.

3.2 试验结果分析

按照设计的启动机方案进行了多次富氧预燃室的热试车试验,工作范围为混合比:304~335,室压:2.5~5.0 MPa,测点平均温度:505~580 K,总流量:1 457~1 579 g/s.试车现象为:点火初期预燃室出口有明显的火焰,但火焰出口速率较小,这段时期为点火器点燃到预燃室进入额定工作状态之间的时段,这是由于初始时主氧流量未完全进入,点火器出口为富燃火焰,其与预燃室内少量的氧和外界环境中氧进行补燃的现象,但流量小,所以出口速率小;随着主氧进入,预燃室内达到额定混合比后,预燃室内燃气温度下降至额定状态,预燃室工作稳定阶段没有明显的火焰;

如图2为该富氧预燃室某次典型试验启动过程压强曲线.图中 p_c 为预燃室压强, p_i 为点火器压强, p_o 为主氧头腔压强.0 s时刻为点火器氧进入时刻,点火器内燃烧开始,点火器压强迅速上升到稳定.由于点火器流量很小,预燃室内压强并未随之明显上升,此时点火器出口为声速.主氧阀门在 t_1 时刻打开后,预燃室内燃烧随之开始,预燃室压强迅速上升,到达 t_2 时,预燃室压强已足够高,使点火器出口变为亚声速,点火器内压强再次上升. t_3 时刻预燃室压强已基本稳定,预燃室压强从开始上升到稳定所需时间不到300 ms.

由图可见,在预燃室启动过程中,各压强变化协调平稳,无任何不正常现象出现.从试验后预燃室试验件的观测来看,无任何烧蚀等损坏现象.这说明启动方案是可靠的,特别是点火器提前点火的安排是可行的.

3.3 仿真计算结果分析

图3给出了启动时预燃室压强和点火器压强

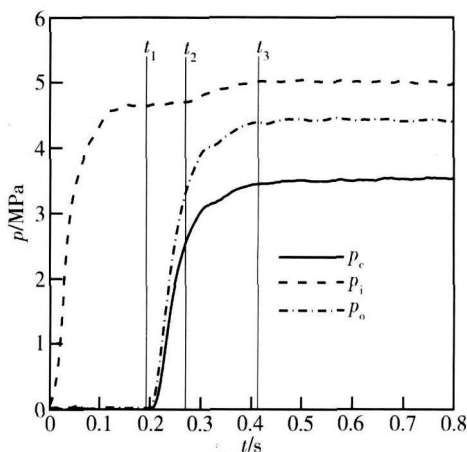


图2 富氧预燃室试验过程压强曲线

Fig 2 Preburner pressure trace of test

仿真与试验结果比较.由图可见仿真计算结果与试验结果接近,压强的上升趋势基本相同,只是仿真结果稳定时间更快一点,这是由于没有考虑初期燃气热损失等因素造成的,特别是点火器内燃气温度高、流量较小,而点火器体积大、热容大,从试验的结果可以测得点火器的室壁温度较高.预燃室流量较大,平均温度低,特别是预燃室边区设计有气膜冷却,热损失相对没有点火器大.

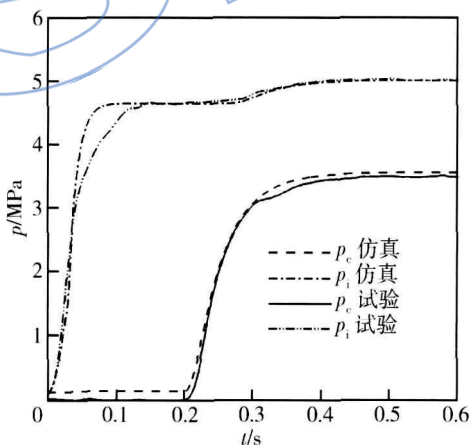


图3 启动过程仿真与试验结果比较

Fig 3 Comparison of simulation and test for start up

由于热试车过程没有采用实时温度测量,温度的大幅度快速变化没有采集到,但是通过对试验录像的放慢进行观测,可以看到在试验初期火焰存在首尾两个明显的亮区,两亮区之间火焰较暗一些,而整个火焰的存在时间根据试验录像测得为270 ms左右.图4给出了仿真计算得到的预燃室内启动过程燃气温度的变化曲线.可见初期存在两个首尾温度尖峰,这与试验观测现象完全一致,而温度在900 K以上的时间为260 ms.两温度尖峰的出现分别为点火富燃燃气与试验前吹除剩余氧气反应以及主氧进入与富燃点火燃气反

应造成瞬时混合比的上升. 可以看出温度在材料耐温极限以上持续时间都不超过 30 ms, 时间如此之短正是小流量富氧预燃室可以采用富燃点火的基础.

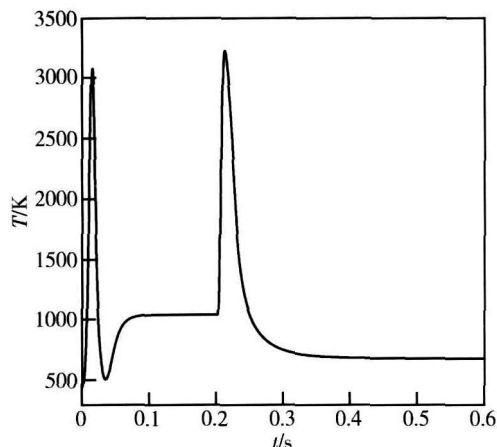


图 4 启动过程预燃室内温度变化曲线

Fig 4 Temperature trace of calculation for start up

4 结 论

在对富氧预燃室启动过程进行方案研究的基础上, 设计了富氧预燃室试验启动方案, 并进行了启动过程的仿真研究和热试车, 得到如下结论:

(1) 在启动过程中, 除具有富氧预燃室一般特性外, 对比大流量富氧预燃室, 小流量富氧预燃室启动过程采用单级启动方案, 非传统的富燃点火启动是可行的.

(2) 预燃室启动达到稳态时间不超过 300 ms, 启动过程参数变化正常、平稳, 富燃启动没有导致任何烧蚀现象.

(3) 对数学模型进行了常微分理论初步分析, 仿真计算结果与试验测量结果吻合较好.

(4) 仿真结果表明在启动过程中预燃室内燃气温度存在两个尖峰, 持续时间不超过 30 ms, 与试验现象吻合.

(5) 试验结果表明设计方案是可靠的, 对富氧预燃室的设计提供参考, 为进一步开展富氧预燃室研究和全流量补燃发动机系统热试车研究打下基础. 进行仿真研究所应用的仿真计算方法是可行的, 对符合该类型预燃室和发动机的设计具

有参考意义. 仿真模型中对燃气热交换等方面的忽略和简化还需要进一步改进.

参考文献:

- [1] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full flow staged combustion cycle engine system[R]. AIAA 97-3318, Tokyo Japan, 1997.
- [2] Jones J M, Nichols J T, Boyce W D, et al. Integrated powerhead demonstration: full flow cycle development[R]. Air Force Research Lab 4 Draco Edwards AFB, Aerojet PO Box 13222 Sacramento, William F. Sack, Boeing Defence & Space Group 6633 Canoga Ave Canoga Park, AFRIL PR-ED TP-1998-003.
- [3] Farhangi S, Hunt K, Tuegel L, et al. Oxidizer rich preburner for advanced rocket engine application[R]. Rockwell International, Rocketdyne Division, Canoga Park, California 91303, AIAA 94-3260.
- [4] 张小平, 丁丰年. 富氧补燃循环发动机启动过程[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 82-85.
ZHANG Xiaoping, DING Fengnian. Starting process of oxidizer rich staged combustion rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1): 82-85.
- [5] 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, 20(3): 5-9.
LIU Hongjun, ZHANG Enzhao, DONG Xijian. Start up simulation of a liquid propellant staged combustion rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(3): 5-9.
- [6] 邢继发. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999: 115-122, 152-158, 162-163.
- [7] 张育林, 刘昆, 程谋森. 液体火箭发动机动力学理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- [8] 黄敏超, 王新建, 王楠. 补燃循环液体火箭发动机启动过程的模块化仿真[J]. 推进技术, 2001, 22(2): 101-103.
HUANG Minchao, WANG Xinjian, WANG Nan. Modular simulation on the start process for staged combustion cycle liquid propellant rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(2): 101-103.
- [9] 戴佳, 黄敏超, 沈赤兵, 等. 双组元液体推进系统启动过程时序分析[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 16-22.
DAI jia, HUANG Minchao, SHEN Chibing, et al. Start up process timing analysis of liquid bipropellant pressurized propulsion system[J]. Journal of Rocket Propulsion [J], 2006, 32(2): 16-22.
- [10] 陆启韶. 常微分方程的定性方法和分叉[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1989.