

## 预燃室低频不稳定燃烧仿真研究

汪洪波, 王振国, 孙明波

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

**摘 要:** 为弄清燃烧不稳定性激励机制, 建立了氢氧预燃室低频燃烧稳定性分析数学模型, 利用 MATLAB/SIMULINK 集成软件包搭建仿真平台, 研究了与供应系统耦合的低频不稳定燃烧。结果表明: 在各种不稳定激励因素中, 氧的喷注压降对稳定性影响最为显著, 当其值低于某一稳定边界时, 出现极限环振荡, 提高氧的喷注压降可以非常有效地抑制低频不稳定燃烧; 当氧的喷注压降位于稳定边界附近时, 混合比将对稳定性产生一定影响, 降低混合比可以较好地抑制低频不稳定; 氢的喷注压降对低频燃烧稳定性影响很小。

**关键词:** 预燃室; 低频不稳定燃烧; 仿真

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2007) 05-0022-05

## Simulation investigations of low frequency combustion instability of precombustion chamber

Wang Hongbo, Wang Zhenguo, Sun Mingbo

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** To reveal the mechanism of combustion instability, mathematic models for low frequency combustion stability analysis are developed. Then the low frequency combustion instability coupled with feed system is simulated by using MATLAB/SIMULINK software. The results show that the reduction of oxygen injection pressure is the most remarkable factor that prompts the instability. Once it is below a certain stable boundary, pressure oscillation increases to a limit cycle. So increasing the reduction of oxygen injection pressure can restrain the instability very effectively. If the reduction of oxygen injection pressure is close to the stable boundary, the oxidizer-fuel ratio will affect the stability in a certain extent and reducing the mixture ratio can restrain the instability. Reduction of hydrogen injection pressure has little effect on combustion stability.

**Key words:** precombustion chamber; low frequency combustion instability; simulation

收稿日期: 2006-07-04; 修回日期: 2007-08-17。

作者简介: 汪洪波 (1983—), 男, 硕士研究生, 研究领域为高超声速推进技术。

## 1 引言

燃烧不稳定性会引起许多不良效应, 包括剧烈振动、加剧局部传热、性能降低及无控制冲量的产生, 严重地损害发动机和火箭系统的工作。燃烧不稳定性是由于燃烧和系统的流体动态过程之间相互耦合而引起的, 按频率范围可分为高频、中频及低频不稳定性<sup>[1]</sup>燃烧, 但其间并没有明确的界限。对于低频问题, 压力振荡的波长远远大于燃烧室的特征长度, 整个燃烧室内压力仅随时间波动而不随空间变化。

目前, 国内针对低频不稳定的研究只有为数不多的一些报道。赵卫兵等<sup>[2]</sup>根据不变燃烧时滞理论分析了单组元推进剂鱼雷燃烧室低频燃烧不稳定性的激励因素, 认为提高喷嘴压降是抑制或消除燃烧室低频不稳定燃烧最根本的措施。赵震等<sup>[3]</sup>实验研究了贫油预混条件下模型燃烧室的低频燃烧不稳定性, 重点研究了预混气喷射速度和燃烧室出口面积对振荡频率和幅值的影响。杜新等<sup>[4]</sup>模拟了 85% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>-PE 固液火箭发动机的低频不稳定燃烧, 研究表明: 增加发动机氧化剂喷射压降可以抑止或消除发动机的低频耦合振荡燃烧。黄玉辉等<sup>[5]</sup>试验研究了三组元发动机的燃烧稳定性, 在发动机启动初期观察到正弦波形的低频压力振荡, 并发现低频振荡产生时, 平均室压降低, 表明燃烧效率的下降。

预燃室常用于产生燃气工质以驱动涡轮或增压贮箱, 或用于分级燃烧循环发动机以提高效率。它在工作过程中经常遇到低频不稳定燃烧问题, 并对整个发动机产生严重的不良影响, 因此有必要对其进行深入研究, 找出有效的解决措施。

燃烧不稳定性是一个十分复杂的问题, 纯理论研究实际上是不可能的, 仅靠实验又耗时、耗资且难以弄清楚机理。于是以某液体火箭发动机的预燃室为研究对象, 采用双燃烧时滞模型, 仿真研究了与供应系统耦合的低频燃烧不稳定性, 找出了引发不稳定的因素并提出了相应的解决措施。

## 2 预燃室物理构型

预燃室主要由供应系统、喷注器及燃烧室组成, 结构示意图如图 1 所示。氢、氧两路推进剂供应系统具有相同的结构。喷注器采用同轴直流式喷嘴, 内孔喷氧, 环缝喷氢。燃烧室为圆柱形, 出口接燃气通道和声速喷嘴。

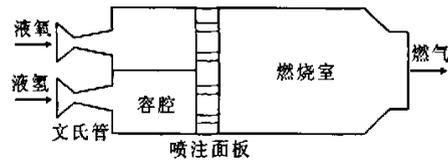


图 1 预燃室工作原理示意图

Fig.1 Schematic of the precombustion chamber

## 3 稳定性分析数学模型

### 3.1 供应系统数学模型

氢、氧供应系统结构相近, 具有相同的动力学特性, 可以用统一的数学模型描述。供应系统由文氏管、阀门和容腔构成, 中间没有管路过渡, 是一个典型的等速率供应系统, 且整个系统起着容量的作用, 只考虑推进剂的压缩性<sup>[6]</sup>, 而忽略惯性和粘性对动态特性的影响。

$$x \frac{dp_1}{dt} = \dot{m}_1 - \dot{m}_2 \quad (1)$$

考虑文氏管喉部之后汽蚀区的影响, 容积损失系数  $x$  的计算式可表示为

$$x = \frac{V_1}{a_1} + \frac{V_2}{a_2} \quad (2)$$

式中,  $p_1$  为容腔内压力;  $V_1$  为汽蚀区的体积;  $V_2$  为容腔的容积;  $a_1$  为汽蚀区气液两相混合物中的声速;  $a_2$  为液体推进剂中的声速;  $\dot{m}_1$  为通过文氏管的推进剂流量;  $\dot{m}_2$  为通过喷注器的推进剂流量。汽蚀区气液两相混合物中的声速  $a_1$  由 Бун 公式<sup>[7]</sup>确定:

$$a_1^2 = \left[ r\rho_g + (1-r)\rho_l \left[ \frac{r}{\rho_g a_g^2} + \frac{1-r}{\rho_l a_l^2} \right] \right]^{-1} \quad (3)$$

式中,  $r$  为混合物中气体的容积含量;  $\rho_g$ 、 $\rho_l$  分别为气体和液体的密度;  $a_g$ 、 $a_l$  分别为气体和液体中的声速。

### 3.2 喷注器数学模型

喷注面板上布置了 72 个完全相同的同轴直流式喷嘴, 内孔喷氧, 环缝喷氢。由于喷孔特征尺寸很小, 流道形状十分复杂, 所以将其视为一个局部阻力元件而忽略其流动动态特性。其准稳态流量公式为

$$m = C_d A \sqrt{2\rho(p_i - p_c)} \quad (4)$$

式中,  $C_d$  为流量系数, 其值由稳态流量及压力确定;  $A$  为喷注器总流通面积;  $\rho$  为推进剂密度;  $p_i$  为容腔内压力;  $p_c$  为燃烧室压力。

### 3.3 燃烧室数学模型

由于燃烧过程的复杂性, 现在还没有简单可靠的非稳态燃烧模型, 另一方面, 本文研究所关注的振荡频率范围在一百多赫兹以内, 压力振荡的波长远远大于燃烧室的特征长度, 整个燃烧室内压力仅随时间波动而不随空间变化, 所以对燃烧室采用零维模型, 并使用反映燃烧过程平均效应的瞬时均匀混合模型进行分析<sup>[4]</sup>, 假设:

- (1) 推进剂喷入燃烧室到转换成燃气是经过一个时滞  $\tau$  之后瞬间完成的,  $\tau$  为一个常数;
- (2) 燃烧过程绝热, 反应热全部用于加热生成的燃气;
- (3) 生成的燃气与燃烧室滞留的燃气瞬间均匀混合, 达到温度、组分平衡;
- (4) 燃气为完全气体;
- (5) 忽略燃烧室内液相推进剂所占的体积。

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{\gamma}{V_c} \left[ (RT)_g \dot{m}_g - (RT)_c \dot{m}_{out} \right] \quad (5)$$

$$\frac{d(RT)_c}{dt} = \frac{(RT)_c}{p_c V_c} \times$$

$$\left[ [\gamma(RT)_g - (RT)_c] \dot{m}_g - (\gamma-1)(RT)_c \dot{m}_{out} \right] \quad (6)$$

式中,  $p_c$  为燃烧室压力;  $(RT)_g$  为燃烧室内生成

燃气的热值;  $(RT)_c$  为燃烧室内滞留燃气的热值;  $V_c$  为燃烧室容积;  $\dot{m}_g$  为燃气质量生成率;  $\dot{m}_{out}$  为燃烧室内燃气出流量。

根据时滞瞬时燃烧假设, 燃气质量生成率为

$$\dot{m}_g(t) = \dot{m}_{H_2}(t - \tau_{H_2}) + \dot{m}_{O_2}(t - \tau_{O_2}) \quad (7)$$

式中,  $\dot{m}_{H_2}$  为氢的质量流量;  $\dot{m}_{O_2}$  为氧的质量流量;  $\tau_{H_2}$  为氢的燃烧时滞;  $\tau_{O_2}$  为氧的燃烧时滞。

$(RT)_g$  是推进剂质量流量混合比  $K'$  和燃烧室压力  $p_c$  的函数, 通过热力计算拟合得到。

对流出燃烧室的燃气流量采用准稳态公式:

$$\dot{m}_{out} = \frac{C_l A_l p_c}{\sqrt{(RT)_c}} \cdot \sqrt{\gamma \left( \frac{1}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (8)$$

式中,  $C_l$  为声速喷嘴流量系数;  $A_l$  为声速喷嘴喉部面积;  $\gamma$  为燃气比热比。

## 4 MATLAB/SIMULINK 工具简介

Simulink 是一种用来实现计算机仿真的软件工具, 它提供了一个系统级的建模与动态仿真工作平台, 可以用来模拟线性或非线性、连续或离散或者两者的混合系统, 亦即它可以用来模拟几乎所有可遇到的动态系统。另外, Simulink 不是封闭的, 允许用户方便地定制自己的模块和模块库, 因此很容易实现模块化仿真。

根据所建立的数学模型, 利用该软件很方便地实现了对预燃室系统低频燃烧稳定性的模块化仿真。

## 5 仿真结果

仿真研究的预燃室工况: 室压  $p_c$  为 5.8 MPa; 混合比  $K'$  为 0.63; 氧喷注压降  $\Delta p_{O_2}$  为 0.7 MPa; 氢喷注压降  $\Delta p_{H_2}$  为 1.1 MPa。

仿真过程中, 预燃室出现了频率约为 100 赫兹的自激振荡, 并形成稳定的极限环, 其燃烧室压力振荡曲线如图 2 所示。分析认为, 氢、氧的喷注压降及混合比的高低均可能是引发不稳定燃

烧的重要因素, 这些参数的影响相互耦合, 下面分别就喷注压降和混合比的影响作进一步探讨。

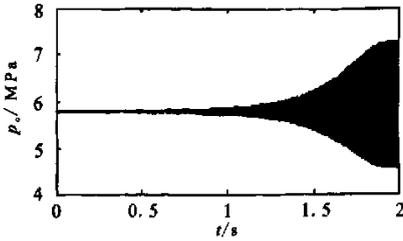


图 2 燃烧室压力曲线 (下面为局部放大图)

Fig.2 Pressure curve of the chamber (partly zoomed below)

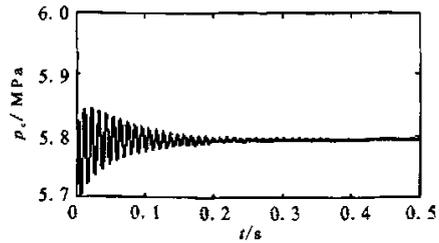
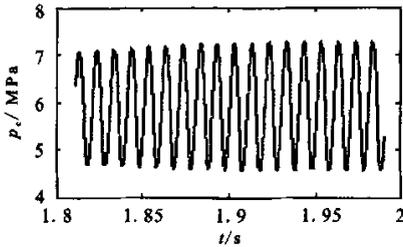


图 4  $\Delta p_{H_2}=0.6\text{MPa}$  燃烧室压力曲线

Fig.4 Pressure curve of the chamber ( $\Delta p_{H_2}=0.6\text{MPa}$ )

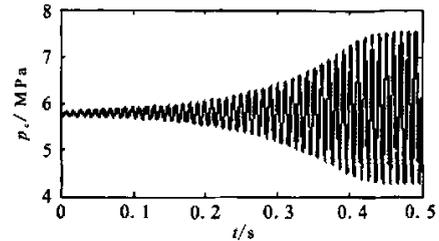


图 5  $\Delta p_{H_2}=1.5\text{MPa}$  燃烧室压力曲线

Fig.5 Pressure curve of the chamber ( $\Delta p_{H_2}=1.5\text{MPa}$ )

### 5.1 喷注压降的影响

在不改变其他参数的情况下增加氧的喷注压降, 观察室压变化。仿真发现: 稍微提高氧的喷注压降至  $\Delta p_{O_2}=0.8\text{MPa}$  时, 振荡衰减, 低频不稳定被消除, 如图 3 所示。

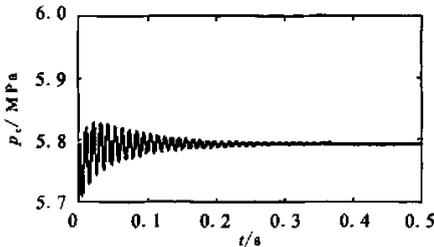


图 3  $\Delta p_{O_2}=0.8\text{MPa}$  燃烧室压力曲线

Fig.3 Pressure curve of the chamber ( $\Delta p_{O_2}=0.8\text{MPa}$ )

为验证氢的喷注压降对稳定性的影响, 在上述氧的喷注压降  $\Delta p_{O_2}=0.8\text{MPa}$  条件下, 改变氢的喷注压降, 将  $\Delta p_{H_2}$  由  $1.1\text{MPa}$  降低至  $0.6\text{MPa}$ , 预燃室仍保持稳定燃烧, 如图 4 所示。另外在原来氧的喷注压降  $\Delta p_{O_2}=0.7\text{MPa}$  条件下, 提高  $\Delta p_{H_2}$  至  $1.5\text{MPa}$ , 预燃室依然出现燃烧不稳定, 如图 5。

由此可以看出, 预燃室的低频燃烧稳定性对氧的喷注压降很敏感, 低的氧喷注压降可能引发低频不稳定燃烧, 而氢的喷注压降对低频稳定性无明显影响。

### 5.2 混合比的影响

由上面的分析已知, 预燃室的低频稳定性对氢的喷注压降不敏感, 因此通过改变氢路的参数来改变混合比。

保持氧的喷注压降和流量不变, 通过调节氢流量分别将混合比由原来的 0.63 调至 0.5 和 1, 其燃烧室压力分别如图 6 和图 7 所示。结果显示: 降低混合比抑制了低频不稳定燃烧, 而提高混合比后低频振荡依然存在。

为验证喷注压降与混合比两者对稳定性影响的相对大小, 在上述混合比为 1 的条件下提高氧的喷注压降至  $\Delta p_{O_2}=0.8\text{MPa}$ 。仿真发现预燃室又趋于稳定, 其燃烧室压力如图 8 所示。

由此可知, 高混合比不利于稳定燃烧, 而低混合比可以改善低频稳定特性, 但它对稳定性的影响远小于氧喷注压降所产生的影响。

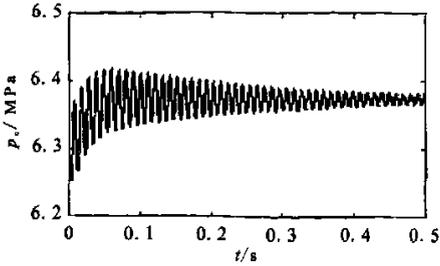


图6  $\Delta p_{O_2}=0.7\text{MPa}$ ,  $K'=0.5$  燃烧室压力曲线

Fig.6 Pressure curve of the chamber  
( $\Delta p_{O_2}=0.7\text{MPa}$ ,  $K'=0.5$ )

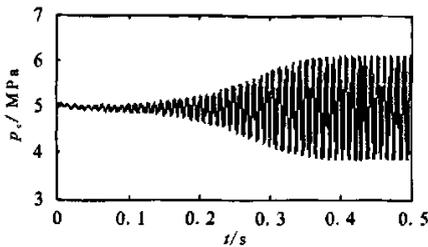


图7  $\Delta p_{O_2}=0.7\text{MPa}$ ,  $K'=1$  燃烧室压力曲线

Fig.7 Pressure curve of the chamber  
( $\Delta p_{O_2}=0.7\text{MPa}$ ,  $K'=1$ )

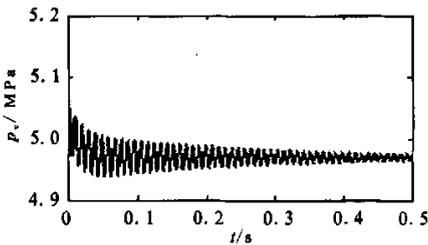


图8  $\Delta p_{O_2}=0.8\text{MPa}$ ,  $K'=1$  燃烧室压力曲线

Fig.8 Pressure curve of the chamber  
( $\Delta p_{O_2}=0.8\text{MPa}$ ,  $K'=1$ )

## 6 结论

通过对氢氧预燃室低频燃烧特性的仿真研

究, 得到如下结论: 氧的喷注压降是预燃室低频燃烧稳定性最具决定性的影响因素, 存在一个稳定边界, 一旦其值低于该边界, 极易出现低频不稳定; 稳定边界值与相应工况下氧流量相关, 即氧流量越大则保证预燃室稳定燃烧所需的氧喷注压降就越高; 当氧的喷注压降位于稳定边界附近时, 混合比将对稳定性产生比较明显的影响, 即高的混合比容易引发燃烧不稳定; 氢的喷注压降对低频燃烧稳定性影响很小。因此通过提高氧的喷注压降来抑制与供应系统耦合的低频燃烧不稳定是最有效的方法, 某些情况下也可尝试降低混合比的办法。

### 参考文献:

- [1] 哈杰DT, 里尔登FH著. 朱宁昌, 张宝炯译. 液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [2] 赵卫兵, 史小锋, 张中义. 鱼雷燃烧室低频不稳定燃烧分析[J]. 舰船科学技术. 2003, (6): 17-23.
- [3] 赵斌, 郭志辉, 黄勇, 等. 模型燃烧室低频不稳定燃烧的初步探讨[J]. 航空动力学报. 2003, 18(12): 803-807.
- [4] 杜新, 汪亮.  $H_2O_2$ -PE 固液火箭发动机低频不稳定燃烧研究[J]. 固体火箭技术. 2004, 27(1): 24-27.
- [5] 黄玉辉, 王振国, 周进. 三组元发动机燃烧稳定性试验[J]. 推进技术. 2003, 24(1): 71-74.
- [6] 王建新, 王楠. DaFY111-1 发动机发生器-涡轮泵联试启动过程仿真研究[R]. 国防科技大学航天与材料工程学院, 2000.
- [7] 曹泰岳. 火箭发动机动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2004.
- [8] 刘昆, 张育林. 液体火箭发动机燃烧室的一种分区模型[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 135-139.
- [9] 刘卫东, 庄逢辰. 液体火箭发动机不稳定燃烧理论研究综述[J]. 火箭推进, 1994, 19(4): 45-51.

(编辑: 侯 早)