

# 氢喷射温度对氢氧火箭发动机 燃烧稳定性的影响

程钰锋<sup>1</sup>, 聂万胜<sup>2</sup>, 丰松江<sup>1</sup>

(1 装备指挥技术学院 研究生院, 北京 101416; 2 装备指挥技术学院 航天装备系, 北京 101416)

**摘 要:** 应用 CFD 方法对氢氧火箭发动机中高频燃烧不稳定性进行了数值模拟, 研究分析了不同工况条件下氢喷射温度对燃烧振荡的影响规律, 得出了压力振荡频率变化规律及稳定性极限图。结果表明: 在一定的氢喷射温度范围内会发生不稳定燃烧, 且随着混合比的增大, 发生不稳定燃烧的氢喷射温度上限增大; 不稳定燃烧振荡主频呈倍频关系, 且在氢喷射温度 (70 K~110 K) 内, 振荡主频最大。

**关键词:** 氢氧火箭发动机; 不稳定燃烧; 数值模拟

中图分类号: V434.1

文献标识码: A

文章编号: (2009) 01-0027-04

## The effect of initial hydrogen temperature on LOX/GH<sub>2</sub> liquid rocket engine combustion instability

Cheng Yufeng<sup>1</sup>, Nie Wansheng<sup>2</sup>, Feng Songjiang<sup>1</sup>

(1 Department of Postgraduate, the Academy of Equipment Command & Technology, Beijing 101416, China;

2 Department of Space Equipment, the Academy of Equipment Command & Technology, Beijing 101416, China)

**Abstract:** The combustion instability in one LOX/GH<sub>2</sub> liquid rocket engine was studied by using CFD methods. The effects of initial hydrogen temperature on combustion oscillation at different operational conditions were studied, and the rules of instable pressure frequencies and the combustion stability limiting map are developed. Results show that combustion instability will happened at a specific initial hydrogen temperature bound and the upper limit of this initial hydrogen temperature bound will increases as the O/F increases. In addition, the instable dominant frequencies are present as multiple frequencies and have a maximum value at a hydrogen temperature bound from 70 K to 110 K.

**Key words:** hydrogen-oxygen rocket engine; combustion instability; numerical simulation

收稿日期: 2008-10-29; 修回日期: 2008-12-15。资助项目: 国家自然科学基金(50576105)。

作者简介: 程钰锋 (1985-), 男, 硕士生, 研究领域为火箭发动机喷雾燃烧过程。

## 0 引言

氢氧火箭发动机比冲高而燃气温度较低,且无毒、无污染,可作为大型运载火箭的动力系统。虽然氢和氧燃烧化学反应过程简单,燃烧稳定性较好<sup>[1]</sup>,但随着发动机推力增大,燃烧室尺寸也相应增大,其燃烧不稳定性问题也日益突出<sup>[2]</sup>。比如,美国 RL-10、J-2 及 SSME 等氢氧发动机研制和试验过程中,也都曾遇到燃烧不稳定性问题,造成喷注器面板翘曲变形、烧蚀等现象。

Jones 和 Dahlberg 等人指出<sup>[3]</sup>,氢氧同轴式喷注器的稳定性主要取决于氢喷射温度、推进剂动量比以及燃烧室的收缩比,其他的研究工作也曾指出氢喷射温度对稳定性的重要性,在 NASA 路易斯研究中心进行的大量试验表明,降低氢喷射温度趋向于产生自发性的高频不稳定性<sup>[4]</sup>。

可见,氢喷射温度对于同轴式喷注器氢氧火箭发动机燃烧稳定性有重要影响。国内对氢氧发动机相关领域也有一些理论研究和数值模拟<sup>[5-7]</sup>。本文在不同工况条件下,通过改变氢喷射温度对氢氧火箭发动机燃烧过程进行了数值模拟,得出了不稳定燃烧的压力振荡频率变化规律及稳定性极限图。

## 1 计算模型

采用等价环形燃烧室模型,考虑液雾分布模型、液滴高压蒸发模型、EBU 湍流燃烧模型及  $k-\varepsilon$  湍流混合模型。

气相用带有化学反应源项和蒸发源项的 Reynolds 时均二维  $N-S$  方程组来描述:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = H \quad (1)$$

式中,  $Q$  为原始变量的矢量;  $E$ 、 $F$  是组合变量的矢量;  $H$  是源项。 $Q$ 、 $E$ 、 $F$ 、 $H$  的表达式详见参考文献[8]。

液相用 Lagrangian 坐标系下液滴运动方程来描述,其矢量表示形式为:

$$\frac{dV_p}{dt} = \frac{3}{8} \frac{\rho_g C_D}{\rho_p r_p} |V - V_p| (V - V_p) \quad (2)$$

式中,  $C_D$  为液滴阻力系数;  $r_p$  为液滴半径;  $V$ 、 $V_p$  分别为介质气体和液滴的速度矢量。液滴蒸发速率方程、液滴半径变化方程及液滴温升计算公式详见参考文献[9]。

采用高压蒸发模型计算液滴的蒸发速率时,液滴周围的气体介质采用实际气体状态方程来描述;气液平衡必须满足压力、温度及逸度相等的条件,用偏摩尔相变热来计算液体在热力学平衡条件下转变为蒸汽时所吸收的热量。

发动机燃烧过程化学反应速率  $W_{CH}$  采用湍流脉动机制  $R_{EBU}$  和 Arrhenius 机制  $R_{Arr}$  控制:

$$W_{CH} = \min(|R_{EBU}|, |R_{Arr}|) \quad (3)$$

$R_{EBU}$  用 Spalding 提出的湍流预混火焰燃烧模型计算;  $R_{Arr}$  采用经验的一步总包反应方程:

$$R_{Arr} = c_A (\rho_1/M_1)^{\alpha_1} (\rho_2/M_2)^{\alpha_2} e^{-T_a/T} \quad (4)$$

式中,  $c_A = 2.4 \times 10^6$ ;  $T_a = 800$ ;  $\alpha_1 = 1$ ;  $\alpha_2 = 1$ 。用完善的压力隐式算子分裂 (PISO) 算法<sup>[10]</sup>求解上述控制方程,提高了计算的精度和稳定性。参考文献[8]已验证了 PISO 算法能很好地模拟燃烧室内不稳定燃烧现象。

## 2 计算区域

计算区域及网格如图 1 所示,喷注器结构进行二维等效简化后,喷注面上有 10 组喷射单元,每组喷射单元采用双组元同轴直流感喷嘴结构,中心为液氧入口,两侧为气氢入口。

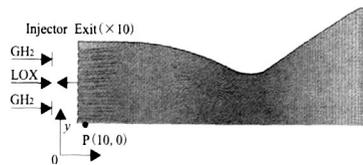


图 1 计算区域及网格

Fig.1 Computational zone and mesh of the equipollence annular combustor

为保证网格的正交性及便于控制疏密,采用 TTM 方法生成结构网格。在喷嘴附近、喉部区域进行网格加密处理。计算中压力振荡的监测点 P 的位置如图 1 中黑点所示。

每个液氧喷嘴入口每个时间步长向燃烧室喷入一组初速和初温相同而粒径随机分布的液氧液滴, 液滴尺寸分布服从 Rosin-Rammler 函数<sup>[9]</sup>。气氢喷嘴入口给定气氢的流量、温度及压强; 出口取外插值边界条件, 即所有变量值通过向外插值得得; 壁面取无滑移条件。

### 3 计算结果分析

在三种典型工况下, 分别考虑不同的氢喷射温度, 对燃烧室燃烧过程进行了数值仿真, 根据得到的监测点处压力振荡情况, 分析燃烧室的燃烧稳定性。把持续压力振荡峰-峰值大于 3% 的燃烧振荡视为发生了不稳定燃烧。表 1 为所计算的各工况入口参数设置, 其中, 根据参考文献 [9] 中

同轴直流式喷注器雾化直径计算模型, 估算得出所给条件下喷雾液滴直径  $e$  约为  $10\mu\text{m}$ 。

图 2 表示混合比为 6.3 时, 氢喷射温度为 180K、170K、160K 及 150K 四个工况下燃烧室检测点处压力振荡及其频谱图,  $p$  为检查点压力,  $p'$  为平均压力。可以看到, 氢喷射温度为 170K、180K 时, 燃烧室内检测点处产生的持续压力振荡峰-峰值小于 3%, 此时没有发生不稳定燃烧; 氢喷射温度为 150K、160K 时燃烧室内检测点处产生了持续的压力振荡, 其峰-峰值大于 3%, 即发生了不稳定燃烧; 对氢喷射温度为 60K~140K 之间、每隔 10K 的 9 个算例进行计算, 发现也发生了类似的不稳定燃烧。所以, 混合比为 6.3 时, 在所给工况条件下, 产生自激不稳定燃烧的氢喷射温度上限为 160K。

表 1 各工况入口参数设置

Tab.1 Entrance parameters at different operational conditions

混合比 $O/F$	氢温/K	氧温/K	氢流量/( $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$ )	氧流量/( $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$ )	$e/(\mu\text{m})$
6.3	60、70...180	96.0	21.6	136.0	10.0
5.8	50、60...150	100.0	21.1	123.4	10.0
5.3	50、60...140	96.0	21.6	115.0	10.0

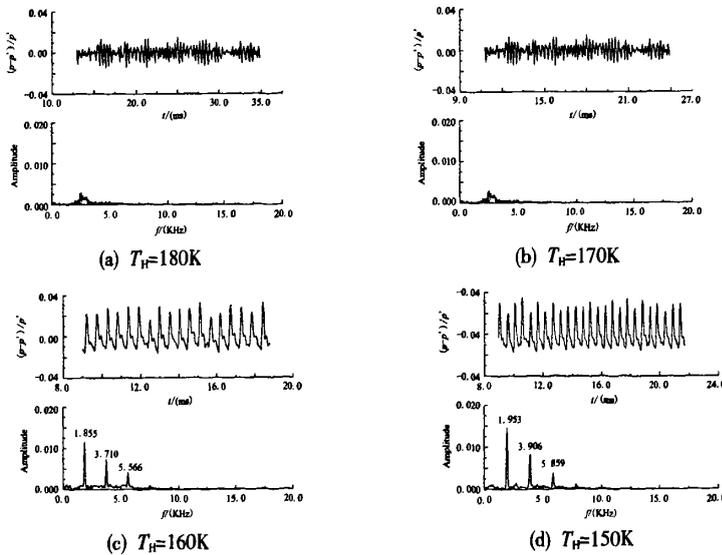


图 2  $O/F=6.3$  时不同氢喷射温度下燃烧室检测点处压力振荡及其频谱

Fig.2 Pressure oscillation and spectrum at different hydrogen temperature when  $O/F$  is 6.3

此时, 当氢喷射温度在 80K~110K 之间时, 振荡频率基本一样, 且存在呈倍频关系的三个主

要频率, 分别约为 2,043Hz、4,589Hz 及 6,933Hz, 氢喷射温度高于 110K 时, 随着氢温降低, 振荡

主频有渐大趋势,在氢喷射温度低于80K时,随着氢温降低,振荡主频又有渐小趋势,如图3所示。

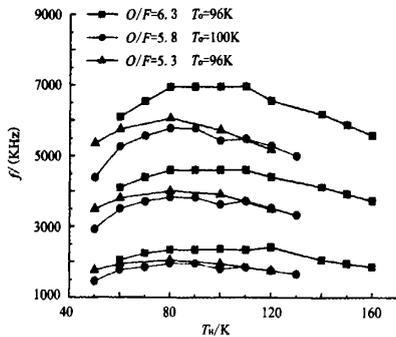


图3 各工况条件下振荡频率及不稳定燃烧氢喷射温度区间

Fig.3 The rule of instable frequencies and the instable combustion limit

同样,分别对混合比为5.8和5.3时两种工况下考虑不同氢喷射温度时燃烧室燃烧过程进行了数值计算,得出发生不稳定燃烧时的氢喷射温度上限分别为130K和120K。由图3可知,不同混合比下发生不稳定燃烧时均存在三个主要振荡频率,且基本上呈倍频关系。混合比为5.8和5.3时频率随温度的变化关系与混合比为6.3时类似,在氢喷射温度区间分别是80K~90K和70K~80K时,呈倍频关系的三个主要频率,分别约为1,953Hz、3,822Hz、5,773Hz和2,050Hz、4,003Hz、6,054Hz。

可见,在其他工况参数不变时,高的氢喷射温度有利于稳定燃烧,且随着混合比的增大,稳定燃烧时需要的氢喷射温度逐渐升高,与参考文献[11]所述结论一致。同轴喷注器设计时通常采用高的喷射氢温,当氢喷射温度足够低时,这种单元总是自发地产生高频声学燃烧不稳定,其原因在于当恒定的流量下,降低氢的喷射温度增加了流体的密度,并降低了氢的喷射速度及喷注器阻抗,使氢的喷射速率可能对室压响应而产生振荡,振荡的喷射速率导致燃烧速率的振荡,从而将使压力振荡趋于增强。同时,降低氢的喷射温度影响了氢氧喷射速度比,而氢氧喷射速度比是

影响燃烧不稳定性的主要参数之一。

## 4 结束语

基于氢氧发动机二维等效简化,数值模拟了发动机燃烧过程,分析了不同工况条件下氢喷射温度对燃烧稳定性的影响。氢喷射温度是影响燃烧不稳定的重要因素,在一定的初始氢温范围内会发生振幅较大的不稳定燃烧,不同的混合比会改变这个温度范围。随着混合比的增大,发生振幅较大的不稳定燃烧氢温区域增大。发生不稳定燃烧时,振荡主频呈倍频关系,且混合比一定时,最大振荡主频出现在某氢喷射温度区间。

## 参考文献:

- [1] 林志勇. 双工况氢氧发动机燃烧与传热过程数值仿真研究[M]. 长沙: 国防科学技术大学, 2002.
- [2] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [3] 哈杰 D T, 里尔登 F H. 液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧[M]. 朱宁昌, 张宝炯, 译. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [4] Wanhainen J P. Effect of Propellant Injection Velocity on Screech in 20,000-Pound Hydrogen-Oxygen Rocket Engine[R]. NASA TN D-3373.
- [5] 刘冰, 张育林. 液氢液氧火箭发动机稳态数值仿真与故障分析[J]. 国防科技大学学报, 1997, 19(6): 15-19.
- [6] 张青松, 张振鹏. 液氢液氧火箭发动机非线性静态特性仿真与分析[J]. 火箭推进, 2006, 32(6): 6-11.
- [7] 栾叶君, 孙纪国, 田昌义, 等. 氢氧推力室再生冷却内壁故障分析[J]. 火箭推进, 2006, 32(5): 17-21.
- [8] 庄逢辰, 赵文涛, 刘卫东, 等. 液体火箭发动机燃烧稳定性 CFD 分析[J]. 燃烧科学与技术, 2001, 7(1): 16-20.
- [9] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 北京: 国防科技大学出版社, 1995.
- [10] Issa R I. Solution of the Implicitly Discretised Fluid Flow Equations by Operator-splitting[J]. J Comput. Phys, 1986, 62(3): 40-65.
- [11] 杨 V. 液体火箭发动机燃烧不稳定性 [M]. 张宝炯, 洪鑫, 陈杰, 译. 北京: 科学出版社, 2001.

(编辑: 马 杰)