

甲烷喷射温度对燃烧稳定性影响规律研究

任正达¹, 聂万胜², 陈新华²

(1. 装备学院研究生院, 北京 101416; 2. 装备学院航天装备系, 北京 101416)

摘 要: 对液氧/甲烷火箭发动机燃烧稳定性进行了数值仿真研究, 比较分析了甲烷喷射温度对其燃烧稳定性的影响规律。结果表明: 在 222 K, 224 K, 226 K, 228 K, 230 K 和 234 K 时, 发动机燃烧稳定性较好。

关键词: 液氧/甲烷火箭发动机; 甲烷喷射温度; 燃烧稳定性

中图分类号: V434+.13-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 04-0036-05

Research on effects of methane injection temperature on combustion stability

REN Zheng-da¹, NIE Wan-sheng², CHEN Xin-hua²

(1. Department of Postgraduate, the Academy of Equipment, Beijing 101416, China;

2. Department of Aerospace Equipment, the Academy of Equipment, Beijing 101416, China)

Abstract: A numerical simulation research on combustion stability of LOX/methane rocket engine was made. The effects of methane injection temperature on the combustion stability are analyzed and compared in this paper. The results show that the combustion stability of the engine is better at 222 K, 224 K, 226 K, 228 K, 230 K and 234 K.

Keywords: LOX/methane rocket engine; methane injection temperature; combustion stability

0 引言

液氧/甲烷有接近液氢/液氧的特性^[1], 如喷嘴雾化液滴细、蒸发快、燃烧效率高、稳定性好、无毒、无污染; 此外, 甲烷密度约为氢的 6 倍、价格是液氢的 1%, 贮箱远比液氢贮箱轻, 且在烃类燃料中, 甲烷粘性最小、比冲最高。液氧/甲

烷推进剂火箭发动机的这些特点, 使其在可重复使用运载火箭动力系统中具有广泛应用前景^[2]。1999 年美空军提出研制“采用液氧/甲烷推进剂的低成本重复使用运载器”; 目前 ATK 公司正在研制用于重返月球计划“乘员探索飞行器”的液氧/甲烷火箭发动机。欧空局未来运载器准备计划中明确提出发展液氧/甲烷火箭发动机, 且正与俄罗斯合作进行“VOLGA”研究计划, 其主要目标

收稿日期: 2013-02-01; 修回日期: 2013-05-10

作者简介: 任正达 (1988—), 男, 硕士研究生, 研究领域为液体火箭发动机燃烧不稳定性

是进行可重复使用运载火箭或大型助推器液氧/甲烷火箭发动机研究。作为液氧/甲烷火箭发动机发展的重要基础, 了解发动机燃烧稳定性特征, 对优化设计喷注器、预防和控制不稳定燃烧等具有重要意义^[3]。

影响发动机燃烧稳定性的因素很多, 例如气液喷射速度比、动量比、室压以及混合比等, 喷射温度作为燃烧室入口边界条件, 直接影响推进剂雾化、混合过程中的传热特性, 从而对蒸发、燃烧过程产生影响, 因此, 本文重点考虑了甲烷入口温度对发动机燃烧稳定性的影响规律。

1 控制方程

液氧/甲烷火箭发动机燃烧室内的燃烧是湍流两相燃烧, 推进剂在喷入燃烧室时, 氧是液态的, 甲烷是气态的。

在数值计算时, 用带有化学反应源项和蒸发源项的 Reynolds 时均二维 N-S 方程组描述气相流动:

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

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 的表达式详见文献[4]。

忽略颗粒的旋转及流场中速度梯度产生的升力、Magnus 力及重力等的作用下, 采用拉格朗日坐标系下的液体控制方程描述液相流动:

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

式中: C_D 为液滴阻力系数; r_p 为液滴半径; V , V_p 分别为气相和液滴的速度矢量; ρ , ρ_p 分别为燃烧流场中气相密度和液氧密度。

2 物理模型和计算方法

2.1 湍流模型

火箭发动机燃烧流动过程处于剧烈的湍流状态, 因此在仿真计算中必须考虑湍流对气相燃烧速率的影响。本文采用 RNGk- ε 双方程湍流模

型, 在保证精度的情况下减少仿真的计算量, 且在液氧/甲烷等低温推进剂火箭发动机湍流燃烧过程仿真中广泛应用^[5]。

湍流动能 k 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - \rho \varepsilon \quad (3)$$

湍流耗散率 ε 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_1 \frac{\varepsilon}{k} G_k - C_2 \frac{\rho \varepsilon^2}{k} \quad (4)$$

G_k 为湍流动能生成项:

$$G_k = \rho u_i u_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} = \mu_T \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (5)$$

湍流粘性系数:

$$\mu_t = \frac{C_\mu \rho k^2}{\varepsilon} \quad (6)$$

有效粘性系数:

$$\mu = \mu_t + \mu \quad (7)$$

式中: $C_\mu = 0.0845$; σ_k 和 σ_ε 分别是湍动能 k 和耗散率 ε 对应的 Prandtl 数; $C_1 = 1.42$; $C_2 = 1.68$ 。

2.2 喷雾模型

液体火箭推进剂大都是经过喷注器雾化成细小液滴后蒸发燃烧的。喷注器的作用是要产生一定的喷雾尺寸分布、流场强度分布和混合比分布, 以同时满足液体火箭发动机的性能、稳定性和相容性的要求。因雾化过程比较复杂, 常根据冷试或经验, 采用 Rosin-Rammler 分布^[4]得到喷嘴入口雾化尺寸分布:

$$\frac{dR_i}{dd_i} B_n d_i^{n-1} \exp(-B d_i^n) \quad (8)$$

引入同轴直流喷嘴雾化模型:

$$D_m = k \left(\frac{O}{F} \right) \sqrt{\frac{\mu_g A_g}{R \rho_1 T_g}} \quad (9)$$

式中: O/F 为混合比; A_g 为甲烷喷射截面积; T_g 为甲烷喷射温度; p_c 为室压; μ_g 为甲烷分子质量; R 为气体常数; k 为常数。

根据相应的工况条件和喷嘴结构, 由上式得出液滴质量中间直径 D_m 后, 再利用 Rosin-Rammler 分布获得更精确的雾化尺寸分布。

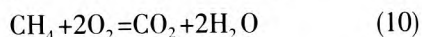
2.3 蒸发模型

对于液氧液滴的蒸发过程,常压下的液滴蒸发理论是基于准定常分析,这时的液体和气体之间的密度差别很大,液相较气相的输运速度要小很多。而在高压下,液体和气体的密度趋于同一量级。当燃烧室压力高于液滴的临界压力时,液滴预热到平衡温度所占的时间增加,液滴基本上处于非定常的加热过程,同时,液滴温度可能接近、等于甚至超过临界温度,这时液滴的蒸发潜热趋近或等于零,如果采用常压液滴蒸发理论,蒸发速度将变为无穷大。

本文采用高压蒸发模型^[4],考虑实际气体效应、液滴界面内移和液滴密度变化,运用 SRK 状态方程计算液氧/甲烷在超临界环境下达到气-液平衡时甲烷和氧在两相中的摩尔分数以及液氧的蒸发热随液氧表面温度的变化情况,运用扩展对比状态理论计算气相及液相甲烷和氧的混合物的 PVT 属性、粘性及导热系数,提高了液滴蒸发速度及喷雾燃烧过程的计算精度。

2.4 燃烧模型

甲烷与氧气的反应,包括 20 多个组元、200 多个化学反应^[6]。如果全部考虑这些组分和反应,则带来的反应计算量会过大,为了简化计算节省时间,本文考虑一步的全局化学反应:



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:

$$W_{\text{CH}} = \min(|R_{\text{EBU}}|, |R_{\text{Arr}}|) \quad (11)$$

2.5 计算方法

流体流动控制方程应用有限体积法离散其通用形式,应用压力隐式算子分裂 (PISO) 算法求解^[7]。PISO 算法包含一个预测步和两个修正步。预测步中没有计算压力值, PISO 算法采用了压力速度耦合方式,成功地抑制了求解过程中出现的压力振荡,并用二阶迎风格式提高计算精度和稳定性。

3 网格和边界条件

从发动机推力室喷注器面板到喷管出口空间区域为计算区域,喷注器面板上布置两圈共 18

个同轴直流喷嘴(外圈 12 个,内圈 6 个),中心对称分布。把推力室二维等效简化后,喷注面上有 2 组喷嘴,每组喷嘴均采用双组元同轴直流式喷嘴,中心为液氧入口,两侧为气态甲烷入口,计算网格如图 1。为了增加计算的准确性,对喷嘴出口处和喉部进行了加密处理。监测点 O 处的坐标为 (4.5 mm, 49.4 mm)。



图 1 燃烧室网格

Fig. 1 Mesh of combustor

每个液氧喷嘴在每个时间步长向燃烧室喷入一组初速和初温都相同而颗粒直径分布服从 Rosin-Rammler 函数的液氧液滴。出口取外插值边界条件;壁面取无滑移条件。

燃烧室压力为 7.07 MPa;混合比为 3.77;氧喷射温度为 99 K;单个甲烷喷嘴流量为 0.098 kg/s;单个氧喷嘴流量 0.366 kg/s;甲烷喷射温度的取值范围是 190~280 K,每隔 10 K 取一个值。

4 计算结果分析

甲烷喷射温度不同时,液氧/甲烷火箭发动机燃烧过程计算所得结果有明显不同。当甲烷喷射温度为 190 K, 200 K, 210 K, 220 K 时,监测点处的压力振荡幅度都很小,并且有随时间继续减小的趋势;230 K 时监测点处的振幅很小,此种工况可视为稳定燃烧;240 K, 250 K, 260 K, 270 K, 280 K 时,监测点处一直处于剧烈的振荡,幅度甚至可达 50%以上,可判断出现了不稳定燃烧。在以上 10 种工况中选取具有代表性的 3 种工况,甲烷喷射温度分别为 200 K, 230 K, 250 K 时的压力振荡如图 2 所示。

通过观察所得 10 种工况计算结果,推测可能存在一个甲烷喷射温度区间,在该区间内发动机能够稳定燃烧。为了进一步探索该区间的存在性,在 230 K 的上下分别间隔 2 K 取不同 10 组数据进行计算。仿真结果显示,在甲烷喷射温度分别为

222 K, 224 K, 226 K, 228 K, 230 K, 234 K 时发动机燃烧稳定性较好, 在 220 K, 232 K, 236 K, 238 K 时监测点处出现较大幅度的震荡。在 222~234 K 这 7 个连续的甲烷喷射温度中, 只有在 232 K 时发生剧烈振荡, 使得这一系列甲烷喷射温度产生间断点, 因此发动机稳定燃烧的甲烷喷射温度区间为 222~230 K, 并且在 234 K 这一温度时燃烧稳定性也较好。仿真所得稳定燃烧温度

分布无规律, 这也说明了液氧/甲烷火箭发动机对甲烷喷射温度的变化是十分敏感的。222 K, 232 K 和 234 K 时的压力振荡见图 3。

232 K 和 250 K 时的主频分布图如图 4, 两种喷射温度时的振荡主频分别为 122.07 Hz 和 146.48 Hz, 与文献 [8] 所得数据相近, 均为频率低于 200 Hz 的低频燃烧不稳定类型, 可知此仿真结果具有一定的可靠性。

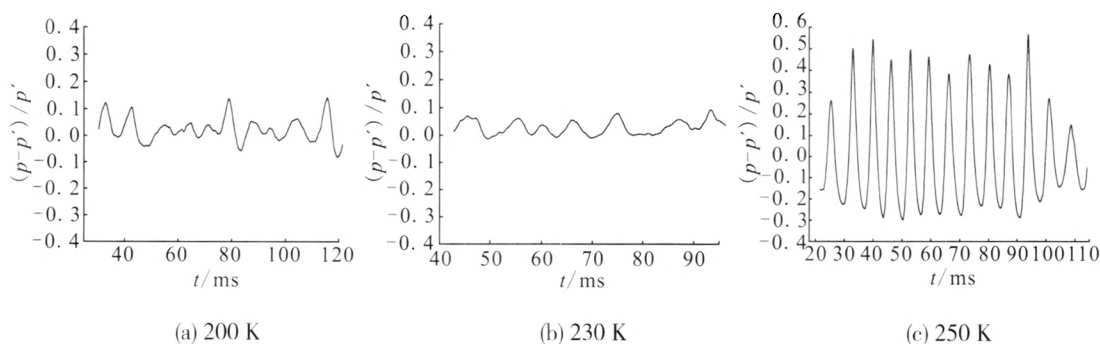


图 2 200 K, 230 K, 250 K 时的压力振荡

Fig. 2 Pressure oscillation at 200 K, 230 K and 250 K

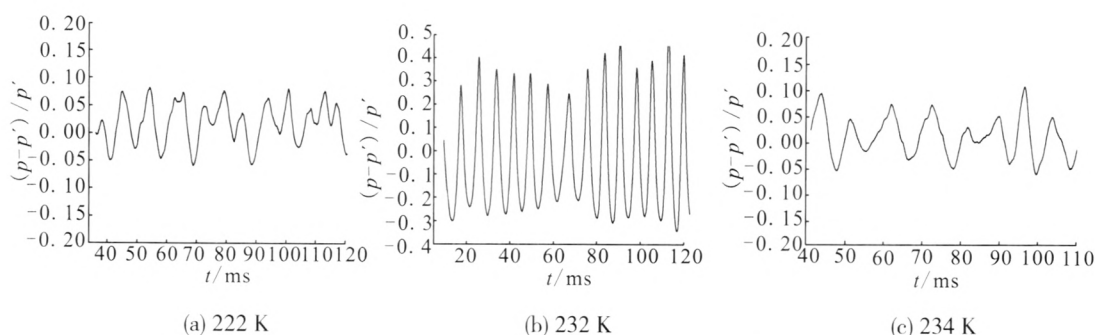


图 3 222 K, 232 K, 234 K 时的压力振荡

Fig. 3 Pressure oscillation at 222 K, 232 K and 234 K

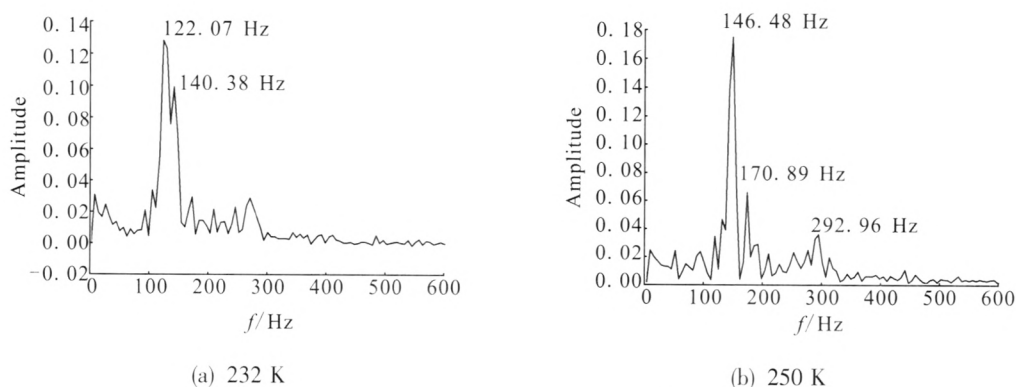


图 4 232 K 和 250 K 时主频图

Fig. 4 Main frequencies at 232 K and 250 K

5 结论

本文基于液氧/甲烷火箭发动机二维等效简化, 仿真计算了发动机燃烧过程, 分析了甲烷喷射温度对发动机燃烧稳定性的影响规律。结果表明: 在 222 K, 224 K, 226 K, 228 K, 230 K 和 234 K 时, 发动机燃烧稳定性较好。说明可能存在这样的甲烷喷射温度区间, 在该区间内发动机能稳定燃烧, 反之, 工程设计时应避开不稳定燃烧区间。

参考文献:

- [1] 顾明初. 国外氢氧发动机研制的一些近况[J]. 导弹与航天运载技术, 2001, 249(1): 51-54.
- [2] 禹天福, 李亚裕. 液氧/甲烷发动机的应用前景[J]. 航天制

造技术, 2007 (2): 1-10.

- [3] NIE Wan-sheng, FENG Song-jiang, XIE Qing-fen, et al. Numerical simulation of liquid rocket exhaust plume radiation, AIAA 2007-4413[R]. USA: AIAA, 2007.
- [4] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [5] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1988.
- [6] 刘宏, 杜新, 沈月阳, 等. 甲烷超声速燃烧过程的数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(1): 63-66, 83.
- [7] 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.
- [8] 洪流, FUSETTI A, ROSA M D, et al. 液氧/甲烷火焰和燃烧不稳定性试验[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 127-133.
- [9] 丁兆波, 孙纪国. 液体火箭发动机动态燃烧稳定性评定研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(1): 1-6.
- [10] 张蒙正. 液体火箭发动机燃烧不稳定性试验研究简述[J]. 火箭推进, 2005, 31(6): 12-18.

(编辑: 张永秀)

(上接第 7 页)

- [10] JASSOWSKI D M, SCHOENMAN L. Advanced small rocket chambers option 3-110 lbf Ir-Re Rocket, Volume II[R]. USA: NASA, 1995.
- [11] CHAZEN ML. High performance bipropellant rhenium engine, AIAA 98-3356[R]. USA: AIAA, 1998.
- [12] SCHULTE G. High performance 400 N MMH/NTO bipropellant engine for apogee boost maneuvers, AIAA 99-2466 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [13] FICK M, DREER T, GOTZIG U, ET AL. EADS-ST's latest bipropellant 10 N thruster and 400 N engine: the fully european solution[C]// Proceedings of 4th Int Spacecraft propulsion conference. Cagliari, Sardinia, Italy; 2004: 92-100.
- [14] KOZLOV A A, VOROBIEV A G, BOROVIK I N. Development liquid rocket engine of small thrust with combustion chamber from carbon-ceramic composite material[M]. [S.l.]: [s.n.], 2011.
- [15] GOTSIG U, SCHULTE G, EHMENN D, et al. New generation of EADS bipropellant engines with micro showerhead injector system, AIAA 2005-4526[R]. USA: AIAA,

2005.

- [16] 周军, 王衍方. 液膜冷却和二次燃烧的双组元发动机的性能和温度特性[J]. 火箭推进, 1994 (1): 5-15.
- [17] 俞肇铭 编译. R-4D 双组元姿控发动机的研制(三)-推力室设计[J]. 现代防御技术, 1982 (4): 35-51.
- [18] Gotzig U. Development status of Astriums new 22N bipropellant thruster family, AIAA 2003-4777[R]. USA: AIAA, 2003.
- [19] ARUNKUMAR P. Effect of variation of chamber geometry on the performance of a small scale bipropellant thruster[C]// Proceedings of 58th International Astronautical Congress. Hyderabad, India: IAC, 2007: 210-218.
- [20] SCHOENMAN L, HEIGHTS C. Two stage rocket combustor: US, 4882904[P]. 1990-06-26.
- [21] KREINER Kurt, BRONSON David. Rocket engine with integral combustion chamber step structure and its fabrication: US, 6138450[P]. 2000-10-31.
- [22] 安鹏. 200 N 双组元发动机变径燃烧室技术[J]. 航天推进与动力, 2009 (6): 13-16.

(编辑: 陈红霞)