

液氧甲烷单喷嘴燃烧性能数值仿真研究

刘红珍, 田 原, 孙纪国
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 为了研究液氧甲烷同轴剪切式喷注器结构参数变化对燃烧性能的影响, 以单喷嘴为物理模型进行了燃烧数值仿真。研究表明: 适当增加氧喷嘴出口壁厚和增加喷嘴个数均能提高喷注器燃烧效率, 其中增加喷嘴个数对燃烧效率的影响更为显著。

关键词: 液氧甲烷喷注器; 单喷嘴; 燃烧性能; 数值模拟

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 01-0056-04

Numerical simulation of combustion performance of LOX/methane single nozzle

LIU Hong-zhen, TIAN Yuan, SUN Ji-guo
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to study the influence of structure parameter change of co-axial shear LOX/methane injector on its combustion performance, a single nozzle is taken as a physical model to carry out the combustion numerical simulation. The research shows that the appropriate increase of the wall thickness at outlet of LOX nozzle and addition of the nozzle quantity can improve the combustion efficiency of the injector, and the effect of addition of the nozzle quantity on the combustion efficiency is greater.

Keywords: liquid oxygen/methane injector; single nozzle; combustion performance; numerical simulation

0 引言

甲烷作为火箭发动机的推进剂, 具有资源丰富、供应便捷、无毒无污染、密度比冲高、不结焦、冷却性能好等优点。因此, 液氧甲烷火箭发

动机是具有广泛应用前景的新型动力装置, 受到各航天大国的广泛关注, 开展了大量的研究工作。

喷注器雾化及其燃烧是液体火箭发动机最基本的过程, 也是主要研究内容之一。合理的喷注

收稿日期: 2013-10-11; 修回日期: 2013-12-02

基金项目: 国家 863 项目(2006AA702067)

作者简介: 刘红珍 (1984—), 女, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机燃烧装置设计

器设计是燃烧装置组织高效、稳定燃烧的关键。国内外对喷注器的雾化及其燃烧进行了大量研究。文献 [1] 利用 FLUENT 软件对液氧煤油的单喷嘴稳态燃烧进行数值模拟, 并表明适当增加氧喷嘴出口壁厚和缩进长度有利于燃烧室火焰的附着并且可以提高燃烧流场的均匀度。文献 [2-3] 对液氧气氢非稳态燃烧进行数值模拟, 得到了瞬态下火焰结构特点。文献 [3] 研究了混合比变化以及氧喷嘴出口壁厚变化对火焰结构的影响, 得出氧喷嘴壁厚的增加有利于增大液氧与甲烷的掺混燃烧。文献 [4] 以液氮和气氢为介质研究了在超临界状态与亚临界状态下的雾化过程, 得出超临界状态与亚临界状态下雾化的机理: 亚临界状态下液氧具有表面张力, 雾化过程中先破碎为液滴, 液滴再进行蒸发; 在超临界状态下, 液氧雾化过程将不再产生液滴, 而主要表现为不同密度的组份间通过湍流掺混、燃烧。

为研究喷注器结构参数变化对燃烧效率的影响, 以提高燃烧效率为目的, 设计出 5 种不同结构尺寸的喷注器。本文以单喷嘴为物理模型进行燃烧数值仿真, 研究不同结构参数变化对喷注器燃烧性能的影响, 并优选出燃烧效率最高的喷注器。

1 单喷嘴方案

计算中采用的单喷嘴均为同轴直流式喷嘴。图 1 是喷嘴结构示意图。为研究氧喷嘴出口壁厚和喷注器中喷嘴个数对燃烧性能的影响, 以保持喷注器总流量不变为原则, 设计了 5 种方案。以 A 方案为基准方案, B, C, D 三种方案改变氧喷嘴出口壁厚; E 方案增加喷注器中喷嘴个数, 反映到单喷嘴燃烧室模型中即单喷嘴燃烧流量减小以及单喷嘴燃烧室的半径变小。由喷注器简化到单喷嘴模型以保持喷嘴密度不变为原则, 得到简化后单喷嘴燃烧室半径 R 。表 1 是单喷嘴的设计参数表。

受计算量限制, 将单喷嘴简化成二维轴对称计算模型, 单喷嘴燃烧室长度以能够充分反映混合与燃烧特性及流动的充分发展特性为原则。确定的计算域如图 2 所示。

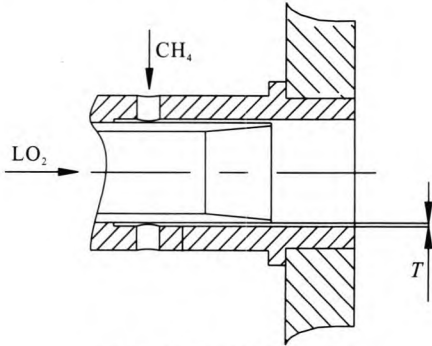


图 1 单喷嘴结构示意图
Fig. 1 Structure diagram of single nozzle

表 1 单喷嘴设计参数表
Tab. 1 Design parameters of single nozzle

喷嘴方案	氧喷嘴出口壁厚 T/mm	单喷嘴燃烧室半径 R/mm	喷嘴个数/ N
A	0.25	15	12
B	0.35	15	12
C	0.50	15	12
D	0.75	15	12
E	0.25	12	18

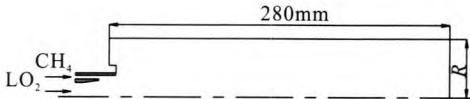


图 2 二维轴对称单喷嘴及燃烧室计算模型
Fig. 2 Calculation model of two-dimensional axisymmetric single nozzle and combustion chamber

2 物理模型

2.1 基本假设

进入燃烧室的甲烷和液氧都处于临界压力之上, 推力室内的流动与燃烧过程是一个复杂的物性变化过程。基于文献 [4] 中超临界状态下的雾化实验做出以下假设:

- 1) 假设甲烷和液氧通过湍流混合、燃烧, 物性只与温度相关, 与燃烧室室压相关。
- 2) 液氧的蒸发只是一个体积膨胀过程, 与压力无关, 只与温度相关。
- 3) 甲烷与氧的反应速率由湍流混合控制,

反应速率与混合相关而与温度无关。

2.2 湍流模型

计算采用标准的 $k-\varepsilon$ 模型, 控制方程为:

湍流控制方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k v_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_{\text{eff}}}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - \rho \varepsilon \quad (1)$$

湍流耗散率方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon v_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_{\text{eff}}}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_1 \frac{\varepsilon}{k} G_k - C_2 \frac{\rho \varepsilon^2}{k} \quad (2)$$

G_k 为平均速度导致的湍流动能生成项, 具体表达式如下

$$G_k = -\overline{\rho v_i v_j} \frac{\partial \overline{v_i}}{\partial x_j} = \mu_T \left(\frac{\partial \overline{v_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{v_j}}{\partial x_i} \right) \frac{\partial \overline{v_i}}{\partial x_j} \quad (3)$$

湍流粘性系数

$$\mu_T = \frac{C_\mu \rho k^2}{\varepsilon} \quad (4)$$

有效粘性系数

$$\mu_{\text{eff}} = \mu_l + \mu_T \quad (5)$$

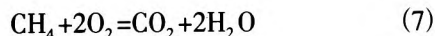
式中 C_1 , C_2 , C_μ , σ_k , σ_ε 为湍流模型常数: $C_1=1.44$, $C_2=1.92$, $C_\mu=0.09$, $\sigma_k=1.0$, $\sigma_\varepsilon=1.3$ 。

2.3 燃烧模型

计算采用涡耗散模型 (Eddy Dissipation Model) 来模拟甲烷与氧气之间的燃烧。模型参数 $A=2.0$, 整体速率由湍流混合控制。

$$\dot{w}_F = A \rho \min(\bar{Y}_F, \bar{Y}_O / \gamma) \frac{\varepsilon}{k} \quad (6)$$

甲烷与氧气反应采用一步总包化学反应机理。



2.4 边界条件

甲烷与液氧喷嘴入口均设为质量流量入口边界, 给定入口的质量流量、总温、各气体组分浓度、水力直径和湍流强度等参数。出口采用压力出口边界条件, 给定出口压力参数。壁面为绝热无滑移条件。

2.5 物性参数处理

物性参数的准确性不但影响计算稳定性, 有

时还会导致计算结果错误。低温区物性由软件 NIST_refprop8 查询得到, 高温区物性参数由 NASA 科技报告^[9]内经验公式计算得到, 数值计算过程中不同温度之间物性参数由线性差值得到。

3 结果分析

3.1 流场分析

图 3 是 5 种不同结构喷嘴燃烧室内温度分布, 从图 3 可见 5 种喷嘴都能实现甲烷与氧的混合燃烧, 甲烷液氧经 5 种喷嘴喷射后在燃烧室内燃烧的火焰结构相似, 在喷注器面板附件形成温度较低的低温回流区, 甲烷与氧在接触面进行燃烧, 产生高温燃气。本文模拟液氧甲烷燃烧的火焰结构与国外研究结果^[6-7]非常相似。图 4 是氧喷嘴出口附近的速度矢量图。由图 4 可以看出, 由于液氧与甲烷的速度差, 在氧喷嘴出口壁面附近形成涡, 由此可以使液氧和甲烷在氧喷嘴出口形成持续的火焰附着燃烧。

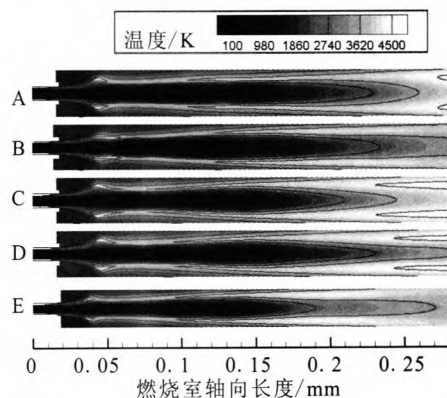


图 3 燃烧室内温度分布

Fig. 3 Temperature distribution in combustion chamber

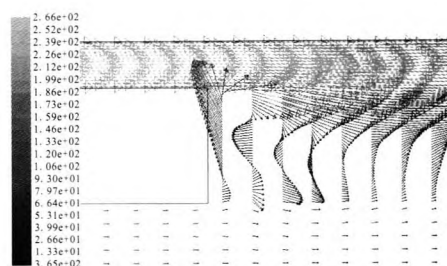


图 4 氧喷嘴出口附近速度矢量图

Fig. 4 Distribution of velocity vector at outlet of oxygen nozzle

3.2 燃烧性能分析

燃烧室内是富燃燃烧, 因此燃烧室出口处 O_2 或 H_2O 组分质量浓度的高低可以反映燃烧效率的高低。图 5 是 5 种类型喷嘴 O_2 组分分布云图。图 6 是 5 种喷嘴 H_2O 组分分布云图。A~D 方案氧喷嘴壁厚分布是 0.25 mm, 0.35 mm, 0.5 mm 和 0.75 mm。由图 5 可见, 随着氧喷嘴出口壁厚增大, 加速了液氧与甲烷的掺混燃烧, 导致液氧轴向分布长度变短, 液氧消耗加快。

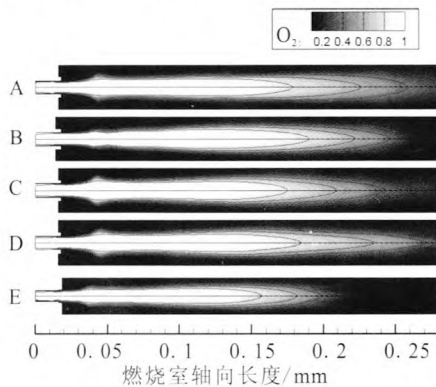


图 5 O_2 组分质量分数分布图

Fig. 5 Distribution of O_2 mass fraction

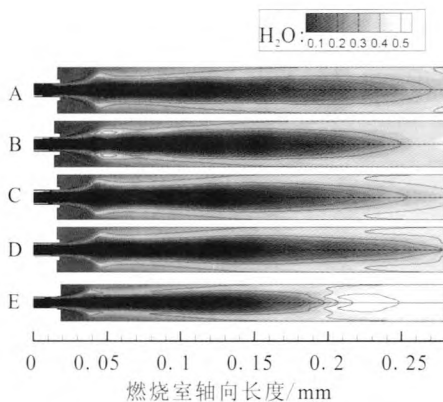


图 6 H_2O 组分质量分数分布图

Fig. 6 Distribution of H_2O mass fraction

图 7 是燃烧室内 O_2 组分质量分数沿燃烧室轴向长度变化曲线。图 8 是燃烧室内 H_2O 组分的质量分数沿燃烧室轴向长度变化曲线。由图 7 可见, 氧喷嘴出口壁厚增加的 B, C, D 3 种方案在燃烧室出口处 O_2 的含量均低于 A 方案。同样由图 8 可以看出, 在燃烧室出口处 B, C, D 方案的 H_2O 的含量均高于 A 方案, 反映出燃烧效率高

于 A 方案。但当氧喷嘴出口壁厚大于 0.35 mm 时, 出口壁厚变化对燃烧效率影响不明显。

E 方案与 A 方案相比, 喷注器中喷嘴个数增加。由图 5 可见, E 方案液氧轴向中心柱最短。从图 7 和图 8 可见, E 方案在燃烧室的出口处 O_2 组分的含量最低, H_2O 组分的含量最高, 燃烧效率最高。

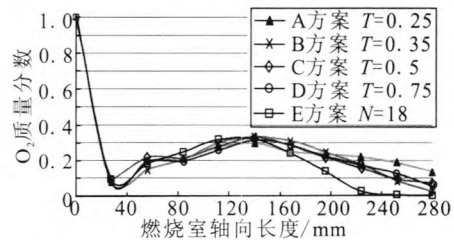


图 7 燃烧室内 O_2 组分的质量分数变化对比曲线

Fig. 7 Comparison of mass fraction change of O_2 in combustion chamber

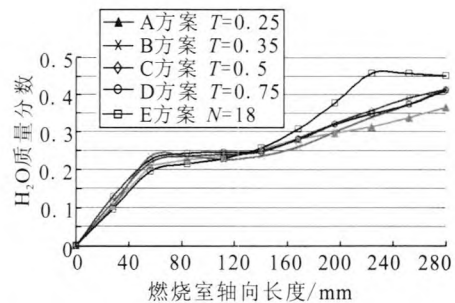


图 8 燃烧室内 H_2O 组分的质量分数变化对比曲线

Fig. 8 Comparison of mass fraction change of H_2O in combustion chamber

4 结论

1) 5 种喷嘴均能实现甲烷与液氧的混合、燃烧, 流场结构与国外资料基本一致, 流场结构基本合理。

2) 增大氧喷嘴出口壁厚和增加喷嘴个数都会强化氧与甲烷的掺混燃烧。从燃烧效率看, 适当增大氧喷嘴出口壁厚和增加喷嘴个数均可以提供喷注器的燃烧效率, 当氧喷嘴出口壁厚大于 0.35 mm 时, 对燃烧效率影响不大。增加喷嘴个数与增大氧喷嘴出口壁厚相比, 增加喷嘴个数对燃烧效率影响更为显著。

(下转第 91 页)

发动机试验中采集到的 6 个热流密度原始数据曲线以及利用数据处理模块经过计算后得到的热流密度值。从得到的数据上分析, 本系统测量精度达到试验任务书要求。

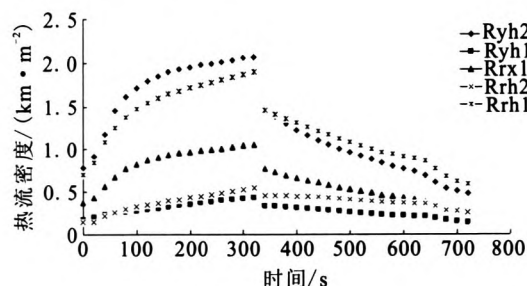


图 7 试验结果

Fig. 7 Results measured in rocket engine test

5 结论

通过理论研究及多次在试车中的应用, 证实本文提出的辐射式热流测量系统是可行的, 测量精度能满足要求。试验用辐射热流测量系统性能特点如下:

- 1) 可以同时测量多个热流计测头的热流值, 并都能实时处理;
- 2) 能对各测头的热流进行积分, 得到一段时间区间的热量密度值;
- 3) 能对多个热流测头相应的布局阵列求出总的热量。

本辐射式热流计可用于空间真空环境的辐射热流测量, 也可用于地面环境的辐射热流测量。

参考文献:

- [1] 吴洪潭. 表面温度和热流的一种间接测量技术[J]. 宇航计测技术, 2003, 23(2): 30-34.
- [2] 戴自祝. 热流测量与热流计[M]. 北京: 计量出版社, 1986.
- [3] 陈则韶. 瞬态辐射热流计[J]. 太阳能学报, 2006, 27(8): 754-757.
- [4] 张忠进. 测量累计热流量的热流计及其快速标定[J]. 仪器仪表学报, 1996, 17(2): 311-315.
- [5] 黄本诚. 航天器空间环境试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.

(编辑: 马 杰)

(上接第 59 页)

参考文献:

- [1] 仲伟聪, 张峰. 单喷嘴燃烧流场仿真研究 [J]. 火箭推进, 2009, 33(5): 27-30.
- [2] SHINGO M, JUNJI S, YASUHIRO M, et al. A numerical investigation on shear coaxial LOX/GH₂ jet flame at supercritical pressure, AIAA 2006-761[R]. USA: AIAA, 2006.
- [3] TSOHAS J, CANINO J V, HEISER S D. Computational modeling of rocket injector internal flows, AIAA 2007-5571[R]. USA: AIAA, 2007.
- [4] CHEHROUDI B, TALLEY D, MAYER W, et al. Understanding injection into high pressure supercritical environments, ADA417985[R]. USA: ADA, 1985.
- [5] MCBRIDE B J, GORDON S, RENO M A. Coefficients for calculating thermodynamic and transport properties of individual species[R]. USA: NASA, 1993.
- [6] POSCHNER M M, PFITZNER M. Real gas CFD simulation of supercritical H₂-LOX combustion in the Mascotte single-injector combustor using a commercial CFD code, AIAA 2008-952[R]. USA: AIAA, 2008.
- [7] DE GIORGI M G, SALENTO U D, LEUZZI A, et al. CFD simulation of mixing and combustion in LOX/CH₄ spray under supercritical conditions, AIAA 2009-4038[R]. USA: AIAA, 2009.
- [8] YU D, NEGISHI H, YAMANISHI N, et al. Combustion and heat transfer modeling in regeneratively cooled thrust chambers (multi-injection flow features), AIAA 2011-5625 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [9] TUCKER P, MENON S, MERKLE C, et al. Validation of high-fidelity CFD simulations for rocket injector design, AIAA 2008-5226[R]. USA: AIAA, 2008.

(编辑: 陈红霞)