

文章编号: 1000 8055(2008)09 1737-06

氢/氧气-气喷注器冷流掺混与燃烧 比较的仿真研究

汪小卫, 金平, 杜正刚, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 分别采用无化学反应的和带化学反应的湍流 N-S 方程描述发动机内流动过程, 对气-气同轴剪切式单喷注器进行了冷流掺混和燃烧的仿真。其中化学反应速率由 Arrhenius 公式计算, 采用 9 步详细反应动力学模型来描述氢氧反应。对典型冷流和燃烧仿真结果进行了比较, 结果表明燃烧掺混速率明显小于冷流掺混速率; 并对同轴喷注器关键参数对冷流和燃烧掺混的影响进行了仿真和分析比较, 得到速度比、缩进量和喷注流量的影响是一致的, 而喷注速度的影响是相反的。

关 键 词: 气-气喷注器; 气-气燃烧; 全流量补燃 (FFSC) 循环发动机; 冷流
中图分类号: V434 **文献标识码:** A

Simulation of cold flow and combustion characteristics of shear-coaxial GH_2/GO_2 injectors

WANG Xiaowei, JIN Ping, DU Zhenggang, CAI Guobiao
(School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Single element shear-coaxial GH_2/GO_2 injectors were simulated with non-chemical N-S equations for cold flow conditions and chemical N-S equations for combustion conditions. The chemical reaction was modeled with Arrhenius formulation. Detailed 9-step chemical dynamic model was used to describe the reaction of hydrogen and oxygen. The simulated results of typical cold flow fields and combustion fields were compared, showing that the mix ratio of combustion is much smaller than that of cold flow. The influences of velocity ratio, recess length and injector flux for the cold flow condition are consistent with those for the combustion condition, while the influences of injection velocity are contrary to each other.

Key words: gas-gas injector; gas-gas combustion; full flow stage combustion (FFSC) cycle engine; cold flow

自从全流量补燃循环技术(FFSC)被提出以来,气-气喷注器技术作为其关键技术之一一直被国内外作为研究重点^[1-3]。气-气燃烧不同于传统火箭发动机中的液液燃烧和气液燃烧,其无雾化和蒸发过程,燃烧机制发生了很大的变化。其作为

一种还未深入了解新的燃烧模式,有必要对其开展研究。

开展发动机中喷注器喷注物的燃烧研究,一般采用单喷注器冷流掺混试验和热试验两种方法对喷注器的性能进行测试,气-气喷注器也不例外。

收稿日期: 2007-08-27; 修订日期: 2007-11-23

基金项目: 国家 863 项目(2006AA702304)

作者简介: 汪小卫(1983-),男,安徽安庆人,博士生,主要从事可重复使用液体火箭发动机系统及燃烧研究。

外. 冷流试验成本低. 冷流试验主要用来研究喷注器的流量特性和掺混特性. 采用冷流掺混试验结果预示燃烧性能, 以达到能够正确筛选喷注器的结构具有重要价值. 而一直以来在大范围内, 冷流掺混结果怎样预示真实热试验情况是不明确的^[45], 只有对具体的喷注器进行具体的分析, 才能得到冷流试验与热试验之间的关系. 在一定范围内采用冷流试验结果预示热试验结果, 具有重要意义.

早在 70 年代 NASA Lewis 研究中心就对不同类型的气-气喷注器冷流和燃烧掺混之间的联系做了一系列的试验研究, 分析得到不同类型喷嘴这种联系有明显的不同等结论^[4], 并未就各喷注器进行具体研究和分析. 90 年代以来在国外有关喷注器冷流方面的研究报道较少, 而针对气-气喷注器美国各研究机构和大学对气-气燃烧开展了深入的热试试验和仿真研究^[611], 但未有文献报道有关气-气冷流掺混研究. 在国内, 北京航空航天大学开展了多种环缝式和环孔式气-气喷注器的掺混特性的试验和仿真工作^[12].

在众多喷注器结构中, 同轴剪切式喷注器以其具有较高可靠性、较好火焰维持特性和热防护特性, 在液体火箭发动机中应用较为广泛, 国外对气-气燃烧的研究也主要集中在同轴剪切式喷注器上^[913]. 本文将以前商用 CFD 软件 Fluent 6. 2 作为求解器, 并引入外部燃烧机制和用户自定义函数, 就单喷注器氢氧同轴剪切式喷注器的冷流掺混和燃烧情况进行仿真, 首先分析它们典型内流场的差异, 再就各喷注器参数对其掺混和燃烧的影响进行比较, 以揭示它们之间的联系.

1 计算方法与模型介绍

1. 1 控制方程

冷流掺混和燃烧流场的计算控制方程都采用 Navier-Stokes 方程, 各方程都可以写成以下统一形式^[13]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \text{div}(\rho\mathbf{U}\phi) = \text{div}(\Gamma_{\phi}\text{grad}\phi) + S_{\phi}$$

(1)

其中 ϕ 表示流场通用变量, Γ_{ϕ} 是对应于 ϕ 的输运系数, S_{ϕ} 是相应的源项. 在涉及到燃烧中组分方程的源项利用所采用的燃烧模型来表示; 而冷流掺混中源项不出现.

1. 2 湍流模型^[13]

湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 双方程模型

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \epsilon$$

(2)

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\epsilon}} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} G_k - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k}$$

(3)

式中 G_k 是由于平均速度梯度引起的湍流动能 k 的产生项; $C_{1\epsilon}$ 和 $C_{2\epsilon}$ 为经验常数; σ_k 和 σ_{ϵ} 分别是与湍流动能 k 和耗散率 ϵ 对应的 Prandtl 数.

1. 3 化学动力模型

化学动力学模型采用有限速率的 Arrhenius 公式给出, 反应采用氢氧反应 6 组分 9 步详细反应动力学模型, 设计反应方程如表 1 所示.

表 1 6 组分 9 步反应模型

Table 1 Kinetic chemistry model for O₂/H₂

反应机制	
H + O ₂ = OH + O	H + OH + M = H ₂ O + M
H ₂ + O = OH + H	H + O + M = OH + M
H ₂ O + O = OH + OH	O + O + M = O ₂ + M
H ₂ + OH = H ₂ O + H	H ₂ + O ₂ = OH + OH
H + H + M = H ₂ + M	

1. 4 计算模型

如图 1 和图 2 所示, 为同轴剪切式喷注器发动机推力室冷流和燃烧的推力室模型, 其中冷流掺混略去了喷管部分. 燃烧室为圆柱体, 燃烧室长度按工程需要选取, 长 250 mm, 单喷注器置于头部中心, 因此可以采用轴对称模型进行计算, 对其进行网格划分, 在边界上和燃烧室头部进行了加密处理, 网格个数为 22 151 和 25 982.



图 1 冷流掺混计算模型

Fig. 1 Model of uni element cold flow simulation



图 2 燃烧计算模型

Fig. 2 Model of hot fire uni element simulation

入口边界条件由流量边界条件给出, 给定入口推进剂流量、总温以及湍流参数, 本文取入口湍流度为 5%, 表征中等湍流强度; 冷流状态出口给

定压力出口边界条件, 出口背压设定与燃烧情况下燃烧室压力相同, 燃烧情况出口条件按线性外推给出. 对称轴变量的梯度在 X, Y 方向上等于零. 内壁面速度满足固壁无滑移条件. 壁面热条件以绝热处理.

本文选取影响同轴剪切式喷注器的关键参数有: 速度比、缩进量、喷注速度、喷注流量^[4, 13], 混合比保持 6.0 不变, 而保持流量、混合比和燃烧室压力不变时, 喷注速度的变化可以理解为氧喷注压降分数(压降于燃烧室压之比)的变化. 为了更好地分析比较冷流掺混与燃烧情况, 冷流掺混和燃烧计算采用喷注器结构完全一样, 并进行同样的参数变化, 如表 2 所示. 在某一参数变化时, 其他参数保持不变.

表 2 各参数变化范围

Table 2 Calculation values of parameters	
参 数	具体取值
速度比	3. 0, 5. 0, 8. 0, 10. 0
缩进量/ mm	0, 3, 6
氧压降分数/ %	4. 0, 6. 5, 9. 75, 13
流量/(g/ s)	113, 226, 339

上述变化中, 速度比变化为保持氧喷注器面积不变, 改变氢出口面积来实现; 氧压降变化时由于流量、混合比以及速度比不变, 因此氧和氢出口面积都要变化. 总流量增大的同时燃烧室长度不变, 但为了保持燃烧室内流速不变, 燃气停留时间不变, 燃烧室截面积随流量比例增大, 这样符合设计情况.

1. 5 数值方法

本文采用时间相关法求解氢氧掺混和燃烧流场, 采用控制体积法离散方程. 离散方程的统一形式可表示为

$$\frac{d}{dt}(\rho \phi V)_{P_0} + a_0 \phi_{P_0} = \sum_{j=1}^N a_j \phi_{P_j} + b_0 \quad (4)$$

对于稳态过程, $\frac{d}{dt}(\rho \phi V)_{P_0} = 0$. 上式中 P_0 为控制容积中心节点, P_j 为其周围节点, V 为控制容积体积, j 为控制容积中界面的角标, V 为控制容积的界面数. a_0 和 a_j 分别是离散方程中对应于 P_0 和 P_j 的算子系数, b_0 是离散方程源项.

在空间上采用二阶迎风格式对连续方程、动量方程、能量方程和组分方程进行耦合求解, 然后

再解湍流模型相关方程.

2 计算结果分析

2. 1 流场比较

图 3 为冷流掺混燃烧室内氧的摩尔分数, 图 4 为同一喷注器结构燃烧情况的温度分布. 可以看出冷流情况下, 氢氧喷入燃烧室后迅速掺混, 并在较短的距离内达到均匀; 而在热试情况中, 虽然在氢氧出口接触面上已开始燃烧, 但燃烧阻止了氢氧的迅速掺混, 使得完全燃烧面出现在远靠后的位置上. 相对于冷流掺混来说, 燃烧滞后了氢氧之间的掺混, 这与文献[5] 中对气液喷注器研究得出的结论是一致的. 由于模型的轴对称性, 以下将采用轴线氧摩尔分数分布来表征喷注器的掺混效果. 图 5 为热试情况氧摩尔分数分布, 热试情况下, 轴线上氧摩尔分数的变化也直接表征着完全燃烧面的位置. 图 6 表示冷流和燃烧情况下轴线上氧摩尔分数的变化, 由图 6 可见, 由于燃烧的存在, 热试情况下不仅仅氧摩尔分数开始下降的位

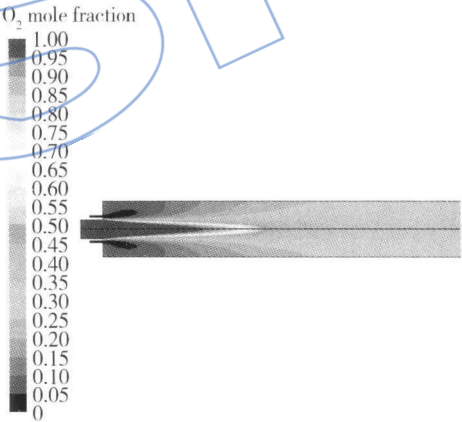


图 3 冷流氧摩尔分数分布
Fig. 3 Contours of O₂ mole fraction of cold flow

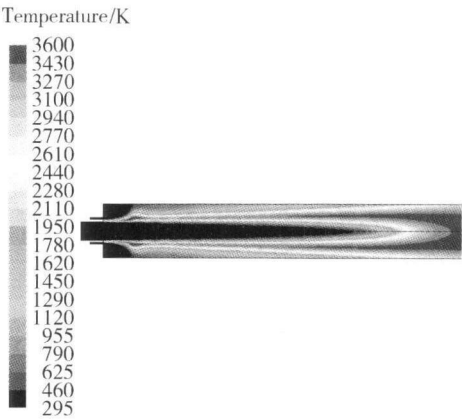


图 4 热试温度分布
Fig. 4 Contours of hot fire temperature

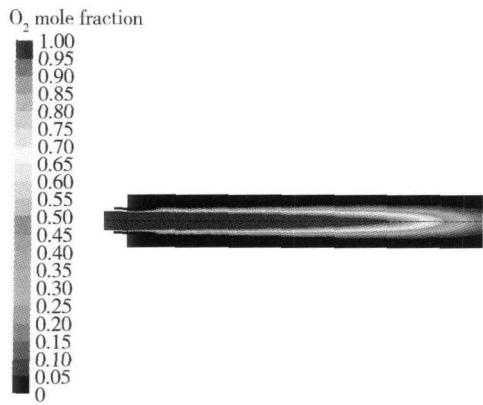


图 5 热试氧的摩尔分数

Fig. 5 Contours of O₂ mole fraction of hot fire

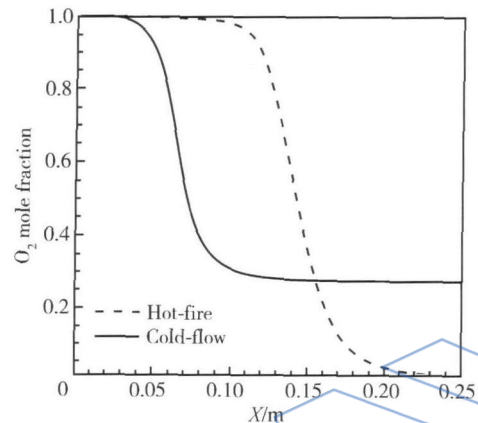


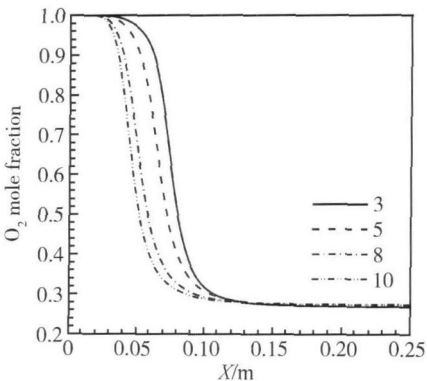
图 6 冷流和燃烧轴线上氧摩尔分数变化曲线

Fig. 6 Comparison of O₂ mole fractions on the chamber axes

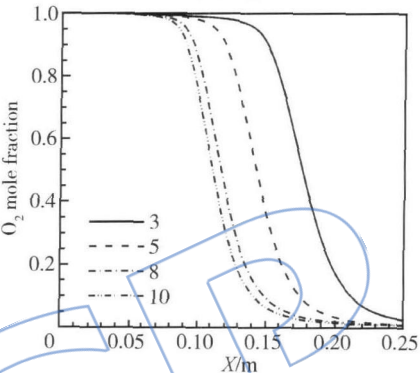
置滞后于冷流情况,且下降到最小值所跨燃烧室长度也大于冷流情况.

2.2 参数影响比较

如图 7~ 图 10 所示为各参数的变化对冷流和热试情况燃烧室轴线上氧摩尔分数的影响,横坐标为轴线长度,纵坐标为氧的摩尔浓度.从各图上也可以看出燃烧情况的掺混明显滞后于冷流情况,冷流情况下各参数的变化范围明显小于燃烧情况的变化范围.可以看出速度比、缩进量和流量等参数变化的影响趋势是一样的,冷流情况能很好地捕捉到燃烧情况下的变化走向,冷流掺混下这些参数变化的结果是可以预示燃烧情况变化的趋势,其中缩进量对气-气冷流掺混和气-气燃烧掺混的作用都是可以忽略的,这些起到很好的预示作用.但是喷注压降的变化对于冷流和燃烧情况的影响趋势是不同的,这是由于在冷流情况下,没有化学反应区域,只有氢氧掺混,氧喷注速度越大,剪切掺混加强,而燃烧情况下,氢/氧气流之



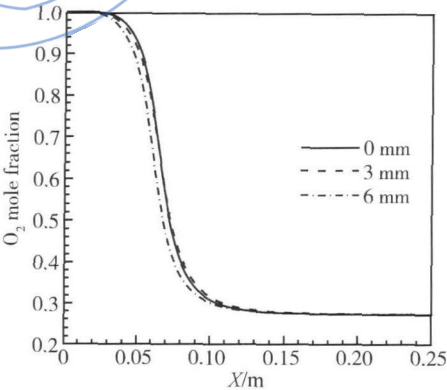
(a) 冷流情况



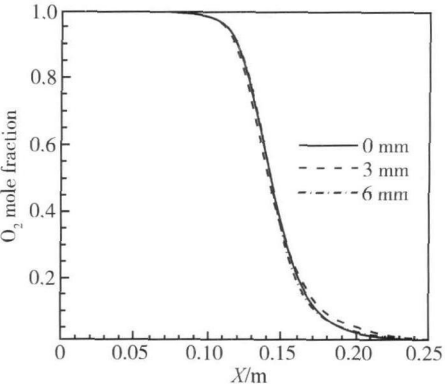
(b) 燃烧情况

图 7 速度比变化

Fig. 7 Results of different H₂/O₂ velocity ratio



(a) 冷流情况



(b) 燃烧情况

图 8 缩进量变化

Fig. 8 Results of different recess length

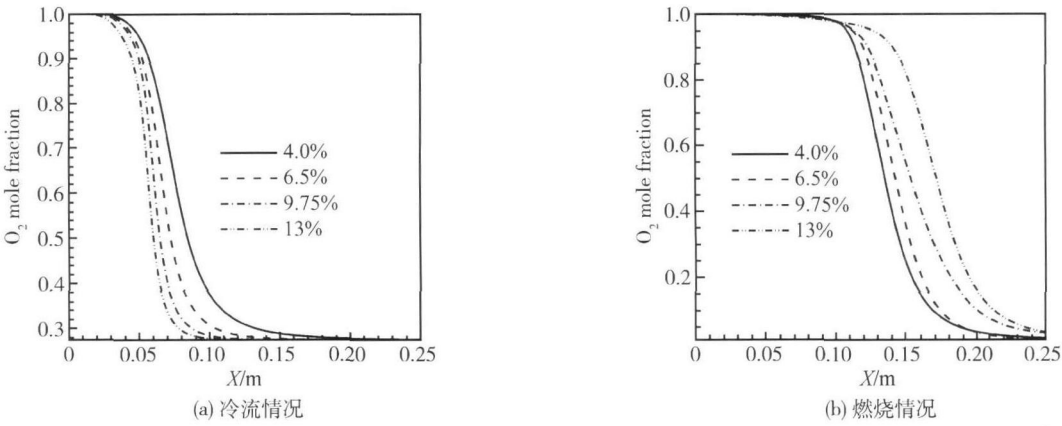


图 9 喷注压降分数变化
Fig. 9 Results of different injection pressure drop ratio

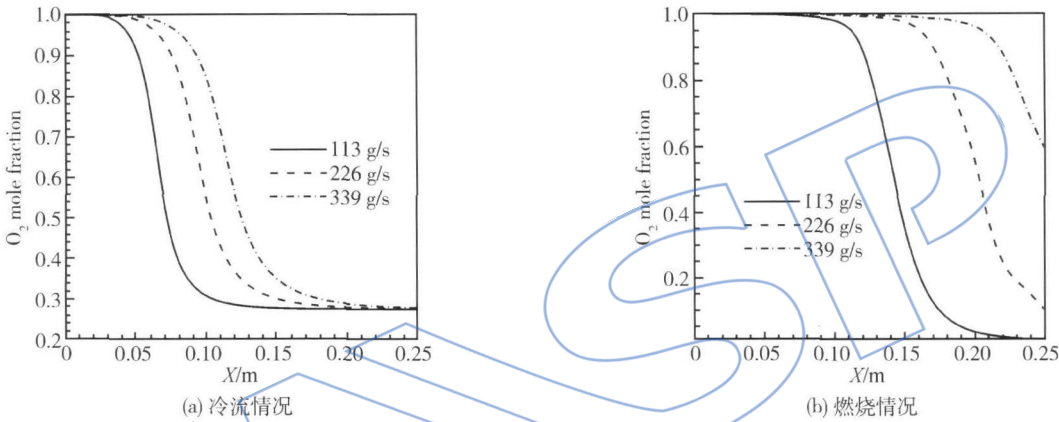


图 10 喷注流量变化
Fig. 10 Results of different injection mass flow rate

间化学反应层阻碍了氢氧的掺混,掺混慢,氧喷注速度越大导致在燃烧完成的时间内,氧气流所喷注距离越长,也就导致燃烧距离越长,在这一点上,冷流掺混的结果是不能采用的.因此,气-气同轴喷注器冷流的结果不能完全预示其燃烧情况,是具有选择性的.这为进一步开展试验设计研究和分析工作提供了有力参考.

3 结 论

本文对氢氧同轴剪切式单喷注器分别进行了冷流掺混和燃烧流场的数值模拟,分析并比较了两种流场;并就同轴喷注器各关键参数对冷流掺混和燃烧的影响进行了仿真和比较分析,得到如下结论:

- 1) 燃烧阻止了氢氧之间的掺混,导致燃烧情况下掺混远滞后于冷流掺混;
- 2) 速度比、缩进量和流量等参数变化对冷流和燃烧的影响趋势是一致的,且缩进量对冷流和燃烧影响都可忽略不计;

3) 喷注速度增大冷流掺混距离减小,而燃烧距离增加.

本文的工作对了解气气冷流掺混和燃烧之间的关系提供帮助,并为进一步开展试验研究提供重要参考.

参考文献:

[1] Farhangi S, Yu T, Rojast L, et al. Gas gas injector technology for full flow stage combustion cycle application [R]. AIAA 1999 2757.

[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 DracoEdwards AFB, Aerojet PO Box 13222 Sacramento, William F. Sack, Boeing Defence & Space Group 6633 Canoga Ave Canoga Park, AFRL-PR-ED-TP 1998 003.

[3] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full flow staged combustion cycle engine system [R]. AIAA 97-3318, 1997.

[4] Calhoun D, Ito J, Kors D. Investigation of gaseous propellant combustion and associated injector chamber design

guide lines[R]. Aerojet Liquid Rocket Company, NASA CR-121234, Contract NAS3-13379, July 1973.

[5] Muss J A, Johnson C W. Numerical cold flow and combustion characterization of swirl coaxial injectors[R]. AIAA 2003-124.

[6] Foust M J, Deshpande M, Pal S, et al. Experimental and analytical characterization of a shear coaxial cornbusting GO_2/GH_2 flowfield[R]. AIAA 1996-0646.

[7] Tucker P K, Klemt M D, Smith T D, et al. Design of efficient GO_2/GH_2 injectors[R]. A NASA, Industry and University Cooperative Effort, AIAA 1997.

[8] Archambault M R, Talley D. Computational analysis of a single element, shear coaxial, GH_2/GO_2 engine [R]. AIAA 2002-1088.

[9] Marshall W M, Pal S, Woodward R D, et al. Benchmark wall heat flux data for a GO_2/GH_2 single element combustor[R]. AIAA-2005-3572.

[10] Archambault M. Three dimensional simulation of a gas/ gas, hydrogen/ oxygen engine [R]. AFRL-PR-ED-AB 2002-276.

[11] Archambault M, Cohn R, Talley D. Computational analysis of a single element, shear coaxial, GH_2/GO_2 engine [R]. AFRL-PR-ED-AB 2001-082.

[12] Guo Biao, Jin Ping, Yang Lijun, et al. Experimental and numerical investigation of gas gas injectors for full flow stage combustion cycle engine[R]. AIAA-2005-3745.

[13] 王福军. 计算流体力学分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.

