doi:10.11887/j.cn.201405011 http://journal.nudt.edu.cn

数值模拟气/气喷嘴速度比对燃烧性能的影响*

袁 磊,沈赤兵
(国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点试验室,湖南 长沙 410073)

摘 要:为研究应用于全流量补燃循环发动机的不同气/气喷嘴得到的燃烧流场,通过求解 Navier-Stokes 方程组,对不同燃料与氧化剂速度比下的流动燃烧过程进行了数值计算,计算结果与实验结果吻合。仿真结果表明:增加速度比能使燃烧火焰面提前,燃烧效率变大。如果发动机的长度受到限制,可以适当增加速度比以实现高效燃烧。

关键词:速度比;气/气喷嘴;燃烧流场;数值模拟
中图分类号:V437 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2014)05-066-04

Numerical simulation on effect of velocity ratio on gas/gas injector combustion performance

YUAN Lei, *SHEN Chibing*
(Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to investigate the combustion flow field of gas/gas injector in full-flow staged combustion cycle engine, the flowing combustion processes of different velocity ratios between fuels and oxidants were numerically simulated by solving the Navier-Stokes equations. Simulation results which agree well with the experimental results show that: the combustion efficiency increases and the combustion flame surface advances along with the increase of velocity ratio; if the length of the engine is restricted, the effective combustion can be achieved by increasing the velocity ratio appropriately.

Key words: velocity ratio; gas/gas injector; combustion flow field; numerical simulation

在全流量补燃循环发动机中,全部流量的氧化剂和燃料事先分别通过富氧预燃室和富燃预燃室燃烧形成燃气驱动涡轮后再进入主燃烧室,在主燃烧室内将是气/气燃烧过程,因此气/气燃烧技术是全流量补燃循环发动机的关键技术[1]。气/气喷注器的燃烧不同于气/液喷注器的燃烧,气/气喷注器的燃烧不存在蒸发、雾化过程,喷嘴出口的速度高、雷诺数大、湍流度大,其燃烧流场与气/液喷注器不同,这对发动机的研制提出了新的挑战。

国外对气/气燃烧开展了一系列的研究,文献[2-4]采用光学非接触式测量技术对燃烧室内的速度分布和组分分布进行了测量;对高压燃烧室,文献[5-6]测试了真实火箭发动机状态下的燃烧室壁面热流;文献[7]采用大涡模拟技术研究了气/气燃烧的湍流火焰;文献[8]评估了不同计算模型仿真同一气/气喷嘴燃烧流场的有效性。

对气/气喷嘴的可行性研究,在试验和数值仿真上已经进行得较多,但是研究喷注器参数对燃烧流场、燃烧效率等的影响还很少见。

1 发动机结构

1.1 推力室结构

采用 NASA(美国国家航空航天局)试验研究全流量补燃循环喷注器使用的模型发动机[7]来研究速度比对气/气喷嘴得到的燃烧流场的影响。如图1所示,发动机包含一个同轴直流式喷嘴、热沉式冷却的圆筒型燃烧室以及一个收缩扩张型喷管,发动机燃烧室直径为38.1mm,喉部直径为8.166mm,燃烧室圆柱段长为285.75mm,收敛段长为25.93mm,扩张段长为24.87mm。发动机入口边界条件见表1。

* **收稿日期**:2013-01-18
作者简介:袁磊(1988—),男,四川德阳人,博士研究生,E-mail:yuanleistone@sina.cn;
沈赤兵(通信作者),男,研究员,博士,博士生导师,E-mail:cbshen@nudt.edu.cn

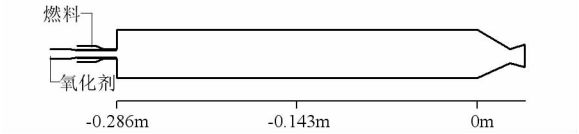


图 1　发动机结构示意图

Fig. 1　Schematic of the engine

表 1　入口边界条件

Tab. 1　Boundary conditions for inlet

	氧化剂	燃料
质量分数	0.945(O_2) 0.055(H_2O)	0.402(H_2) 0.598(H_2O)
质量流量(kg/s)	0.090 4	0.033 1
温度(K)	711	800
压力(MPa)	5.2	5.2

1.2　喷注器结构

为考虑燃料与氧化剂的速度比对气/气喷嘴得到的燃烧流场的影响,改变喷嘴燃料通道环缝面积,仅改变燃料喷注速度,保持压力、温度、流量不变,考核单一因素即速度比对燃烧流场的影响,3 个喷注器的速度比见表 2(设 2 号喷注器燃料出口速度为 V_1,氧化剂出口速度为 V_2)。

表 2　各喷注器对应的速度比

Tab. 2　Velocity ratio of the injectors

喷注器编号	喷嘴出口燃料与氧化剂的速度比
NO. 1	$2V_1/3V_2$
NO. 2	$3V_1/3V_2$
NO. 3	$4V_1/3V_2$

图 2 是 2 号喷注器的结构简图,喷嘴中间通道通氧化剂,外部环缝通燃料,氧化剂通道直径为 5.26mm,燃料通道直径为 7.5mm,氧化剂通道与燃料通道间隔厚度为 0.52mm,喷嘴缩进 0.43mm。

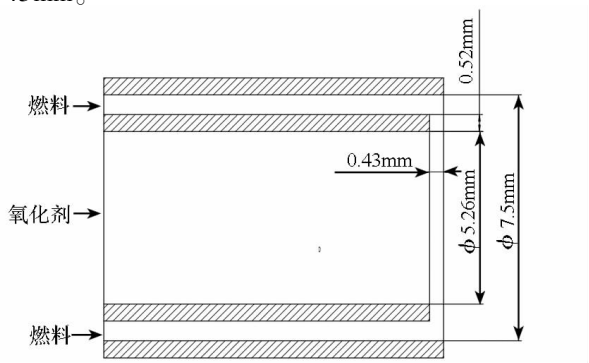


图 2　2 号喷注器结构示意图

Fig. 2　Schematic of the NO. 2 injector

2　发动机内部燃烧流场数值仿真

2.1　数值计算模型

控制方程的通用形式为

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t}+\mathrm{div}(\rho u\phi)=\mathrm{div}(\Gamma\mathrm{grad}\phi)+S \quad (1)$$

其中各参数的含义见参考资料[9]。数值计算时使用文献[8]提出的物理模型,如湍流模型使用 SST $k-\omega$ 模型,湍流与化学反应作用模型使用层流有限速率模型,不考虑辐射换热。燃气传递给壁面的热流密度为

$$q=h(T_w-T_f) \quad (2)$$

其中 q 是热流密度,T_w 是给定的壁面温度,T_f 是壁面附近流体的温度,h 是对流换热系数(与壁面附近流体的湍流水平、温度、速度分布有关)。

涉及 N 种反应组分,N_R 步基元反应的系统,其反应一般式为

$$\sum_{i=1}^{N}v'_{i,r}M_i \underset{k_{b,r}}{\overset{k_{f,r}}{\Longleftrightarrow}} \sum_{i=1}^{N}v''_{i,r}M_i \quad (3)$$

其中 $v'_{i,r}$,$v''_{i,r}$ 分别代表正逆反应中化学组分 i 的化学当量系数,M_i 是组分 i 的符号,$k_{f,r}$,$k_{b,r}$ 表示正、逆向反应速率常数,根据质量作用定律,组分 i 的摩尔生成率 $\hat{R}_{i,r}$ 为

$$\hat{R}_{i,r}=\Gamma(v''_{i,r}-v'_{i,r})\left[k_{f,r}\prod_{j=1}^{N}(C_{j,r})^{\eta'_{j,r}}-k_{b,r}\prod_{j=1}^{N}(C_{j,r})^{\eta''_{j,r}}\right] \quad (4)$$

其中 $C_{j,r}$ 表示组分 j 的摩尔浓度,$\eta'_{j,r}$,$\eta''_{j,r}$ 分别代表反应中化学组分 j 的反应指数,Γ 代表第三体效应。正反应速率常数 $k_{f,r}$ 由 Arrhenius 公式给出:

$$k_{f,r}=A_rT^{\beta_r}e^{-E_r/RT} \quad (5)$$

其中 A_r 为指前因子,β_r 为温度指数,E_r 是活化能。逆反应速率常数 $k_{b,r}$ 由平衡假设得到。化学反应

表 3　反应机理

Tab. 3　Reaction mechanisms

反应	A_r, $m^3/(kmol\cdot s)$	β_r	E_r/R, K
$H_2+M\leftrightarrow 2H+M$	5.5×10^{15}	−1	51 987
$O_2+M\leftrightarrow 2O+M$	7.2×10^{15}	−1	59 340
$H_2O+M\leftrightarrow H+OH+M$	5.2×10^{15}	−1.5	59 386
$OH+M\leftrightarrow H+O+M$	8.5×10^{15}	−1	50 830
$H_2O+O\leftrightarrow 2OH$	5.8×10^{10}	0	9059
$H_2O+H\leftrightarrow H_2+OH$	8.4×10^{10}	0	10 116
$O_2+H\leftrightarrow OH+O$	2.2×10^{11}	0	8455
$H_2+O\leftrightarrow OH+H$	7.5×10^{10}	0	5586

机理采用 6 组分 8 步反应机理[10]，反应机理见表 3。数值计算时空间对流项离散格式使用具有较小耗散特性的 MUSCL（Monotone Upstream-Centered Schemes for Conservation Laws Scheme）离散格式，扩散项使用中心差分（central differencing scheme）离散格式，耦合求解离散后的方程组。

2.2 计算网格及边界条件

本文的计算网格使用耗散性小、计算精度高的四边形结构网格，在反应混合层、壁面、流场转折点进行局部加密。数值计算时，入口边界给定质量流量、温度、组分质量分数，出口边界由数值外推给定；燃料流与氧化剂流之间的间隔壁面给定温度 754K，圆柱段燃烧室壁面给定试验测得的温度 700K，喷管给定温度 510K，其余壁面为绝热壁面，所有壁面均设定为无滑移条件[10]，如文献[10]所述，仿真时如此给定壁面条件得到了与试验吻合的结果。

3 数值仿真结果分析

3.1 数值计算方法验证

图 3 是计算得到的喷注器 2 对应的燃烧室壁面热流与试验结果[5]的对比，可见仿真结果与试验结果基本吻合，验证了本文数值计算方法的有效性。随着离燃烧室喷注面板距离的增加，燃料与氧化剂逐渐掺混燃烧，壁面热流逐渐上升并在 $x = -0.23$m 附近达到热流峰值，随后由于燃烧过程逐渐完成同时热燃气向壁面传递热量使得壁面热流又逐渐下降。

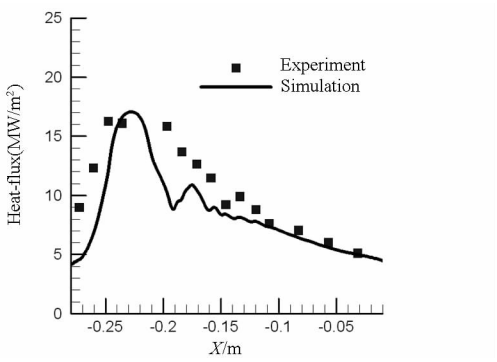


图 3 沿燃烧室轴向壁面热流分布

Fig. 3 Distribution of the wall heat flux on the axis of combustor

3.2 燃烧流场分析

图 4 是 3 个速度比下的温度分布云图，图 5 是 3 个速度比下的 OH 质量分数分布云图，图 6 是 3 个速度比下的 H_2 质量分数分布云图，图 7(a) 是燃烧室前段以速度大小表示的回流区，图 7(b) 是燃烧室前段以水质量分数大小表示的回流区。

OH 是活跃基团，能够定性反应高温区的位置，如图 4、图 5 所示，速度比越大，燃料与氧化剂掺混均匀需要的长度越短，因此燃烧火焰越提前，燃烧室中下游高温区分布越宽，燃烧室前段温度越高，从图 6 来看，燃烧室前段的低温区主要是由喷嘴喷入的低温燃料所引起。

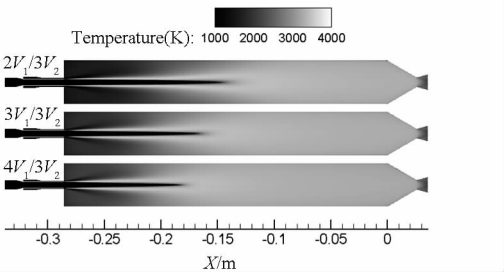


图 4 不同速度比下的温度分布云图

Fig. 4 Temperature distribution for different velocity ratio

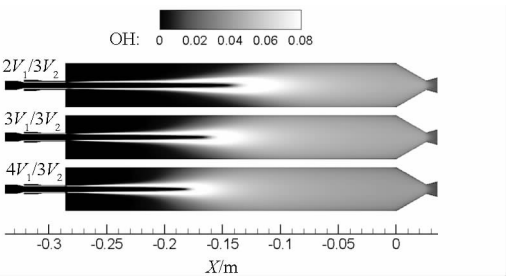


图 5 不同速度比下的 OH 质量分数分布云图

Fig. 5 Distribution of OH mass fraction for different velocity ratio

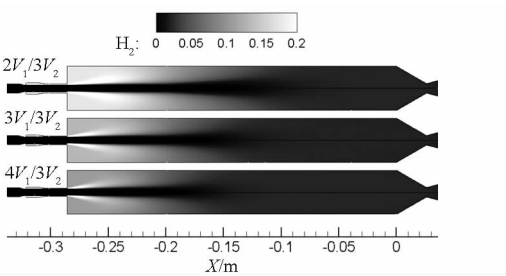
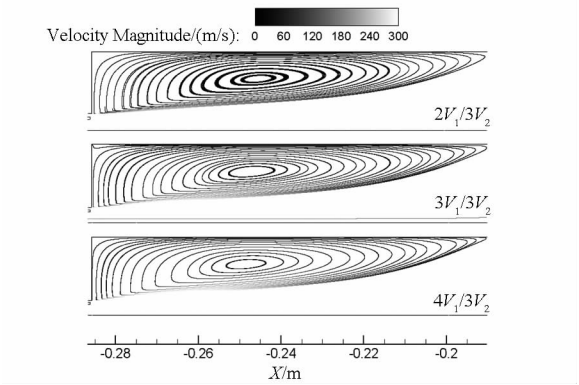


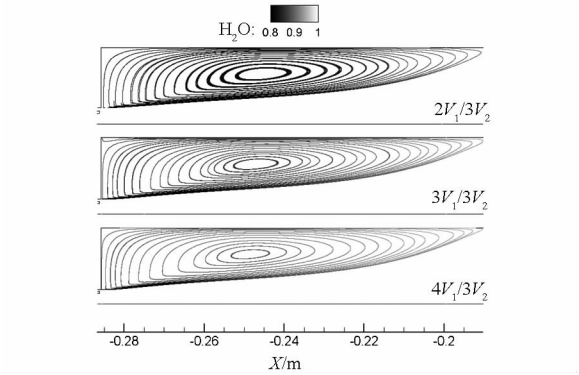
图 6 不同速度比下的 H_2 质量分数分布云图

Fig. 6 Distribution of H_2 mass fraction for different velocity ratio

速度比越大燃烧室前段温度越高，燃料浓度越低的原因是：如图 7(a) 所示，增大速度比后，燃料的总动量变大，在燃烧室前段形成的回流区的卷吸力越强（以回流区的速度大小来衡量），进而回流区卷吸反应混合层及燃烧室中下游的高温产物（H_2O）的能力越强，导致回流区内组分 H_2O 的质量分数越大（参见图 7(b)），进而燃料的质量分数就越小（在回流区，H_2 的质量分数与 H_2O 的质量分数之和为 1）。



(a)速度大小分布



(b)H_2O 质量分数分布

图 7　不同速度比下的燃烧室前段回流区

Fig. 7　Recirculation zone on head of combustor for different velocity ratio

3.3　燃烧效率

使用文献[11]提出的简化计算方法研究速度比对燃烧效率的影响,其燃烧效率 η 的计算式为:

$$\eta = 1 - \frac{\dot{m}_x}{\dot{m}_{in}} \tag{6}$$

其中 $\dot{m}_x$ 是沿燃烧室轴向 x 截面处的推进剂的质量流量(由表 1 可知,本问题是富燃燃烧过程,氧化剂不足,因此取氧化剂为考虑对象),$\dot{m}_{in}$ 是燃烧室入口面处的推进剂的质量流量。图 8 是 3 个速度比下的燃烧效率沿燃烧室轴向变化的曲线图,从图中可知,$x = -0.09$m 至 $x = 0$m(离燃烧室入口面 0.2m 到喷管入口),3 个速度比下的燃烧效率 η 均达到 97% 以上,燃料与氧化剂速度比越大,燃烧室同一截面上燃烧效率越大,印证了速度比越大燃烧火焰越提前的结论。速度比越大,燃烧效率越大的原因是:氢/氧的化学反应时间尺度远远小于混合时间尺度,因此混合过程是控制化学反应的主要机制,速度比越大,燃料与氧化剂之间的剪切作用越强,燃烧室前段燃料与氧化剂之间的掺混越均匀。

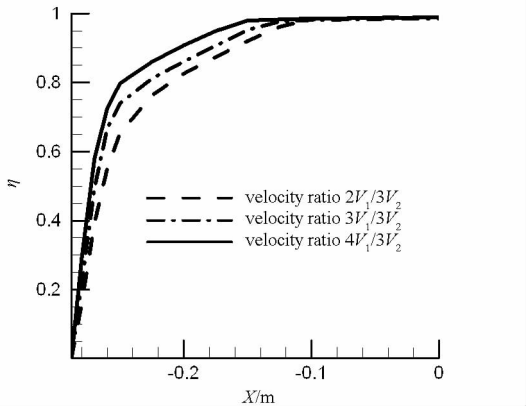


图 8　不同速度比下的燃烧效率沿燃烧室轴向变化图

Fig. 8　Distribution of the combustion efficiency on the axis of combustor for different velocity ratio

4　结论

对不同速度比下的气/气燃烧流场进行了数值计算。结果表明:速度比越大,燃料与氧化剂掺混均匀需要的长度越短,燃烧火焰越提前,燃烧室前段温度越高,燃烧室同一截面上燃烧效率越高。因此如果燃烧室的长度受到限制,可以适当增加速度比以实现高效燃烧。

参考文献(References)

[1] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas/gas injector technology for full flow stage combustion cycle application[C]. 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit ,1999.

[2] Foust M, Pal S, Santoro R. Gaseous propellant rocket studies using raman spectroscopy[C]. NY: AIAA,1996.

[3] Foust M J, Deshpande M, Pal S. Experimental and analytical characterization of a shear coaxial combustion GO_2/GH_2 flow field[C]. NY: AIAA, 1996.

[4] Jones R A, Groot W, Myrabo L N. Oxygen temperature and concentration measurements in $H_2 - O_2$ rocket engines[C]. NY: AIAA,1996.

[5] William M M, Sibtosh P, Roger D W, et al. Benchmark wall heat flux data for a GO_2/GH_2 single element combustor[C]. NY: AIAA, 2005.

[6] Conley A, Vaidyanathan A, Segal C. Heat flux measurements for a GO_2/GH_2 single-element shear injector[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(3):633 - 639.

[7] Masquelet M, Menon S. Large-eddy simulation of flame-turbulence interactions in a shear coaxial injector[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5):924 - 935.

[8] Tucker P K, Menon S, Merkle C L, et al. Validation of high-fidelity CFD simulations for rocket injector design [C]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.

[9] 王福军. 计算流体动力学分析[M]. 北京:清华大学出版社,2004.
WANG Fujun. Analysis of computational fluid dynamics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004. (in Chinese)

[10] Emre S, Aravind V, Corin S, et al. Computational assessment of gaseous reaction flows in single element injector[C]. NY: AIAA , 2009.

[11] Albert R, James F D. Combustion efficiencies of supersonic flames[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 301 - 307.