

# 气氧/气甲烷同轴剪切双喷嘴仿真研究

韩树焘<sup>1</sup>, 林洁<sup>2</sup>, 俞南嘉<sup>1</sup>, 张洋<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 宇航学院 北京 100191;

2. 北京航天试验技术研究所 北京 100074)

**摘要:**通过对气氧/气甲烷同轴剪切双喷嘴的仿真研究,对比不同喷嘴间距对燃烧流场的影响,并对每种工况分别采用了 $k-\varepsilon$ 和 $k-\omega$  SST两种湍流模型进行计算。结果显示:较大的喷嘴间距会使得喷注器面中心区域和燃烧室前端壁面附近热载较大,而小喷嘴间距能够促进轴线附近的反应区靠前;小喷嘴间距工况下,燃烧室中后段壁面温度较高; $k-\omega$  SST模型能够更好地反应回流区形态,但其得到的壁面和喷注器面中心附近的温度,以及燃烧室轴线附近的水组份浓度与 $k-\varepsilon$ 模型的结果相比有所偏低。

**关键词:**气氧/气甲烷;同轴剪切;双喷嘴;燃烧;湍流模型

**中图分类号:**V430-34 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2018)03-0068-08

## Simulation study on gaseous oxygen/methane double injectors with coaxial shear

HAH Shutao<sup>1</sup>, LIN Jie<sup>2</sup>, YU Nanjia<sup>1</sup>, ZHANG Yang<sup>1</sup>

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

**Abstract:** The effects of different injector spacing on the combustion flow field were compared through the simulation study on gaseous oxygen/-methane double injectors with coaxial shear. The  $k-\varepsilon$  and  $k-\omega$  SST turbulent models were used for each calculation condition. The simulation results show that the larger injector spacing will increase the heat load of the central region in the injector plane and the front wall surface of the combustor, while the smaller injector spacing can cause the reaction zone near the axis move forward. under the working condition of small injector spacing, the wall temperature of the middle-rear combustor is higher. The  $k-\omega$  SST model can better reflect the status of recirculation zone, but the temperature of combustor wall and central region in the injector plane, as well as the concentration of  $H_2O$  component near the combustor axis, are all lower than those of the  $k-\varepsilon$  model.

**Keywords:** gaseous oxygen/gaseous methane; coaxial shear; double injectors; combustion; turbulent model

## 0 引言

可重复使用液体火箭发动机有诸多优点,比如工作时长、比冲高、可以多次启动和关机、推力可调节等,在大型运载火箭、航天飞机等各类航天器上得到了广泛的应用<sup>[1]</sup>。全流量补燃循环技术是具有高燃烧性能的分级燃烧技术,是可重复使用液体火箭发动机的重要发展方向之一。由于全流量补燃循环发动机涉及到关键的气-气喷注燃烧问题,而喷注燃烧的性能优劣主要取决于喷注器的设计,因此,有必要对气-气喷注器展开深入研究<sup>[2-3]</sup>。

航天推进器所使用的燃料种类中,甲烷作为清洁燃料具有较大优势。其定压比热比煤油等其他碳氢燃料要高,可以作良好的冷却剂;液态甲烷密度是煤油的一半,是氢的6倍,因此甲烷储箱质量比氢储箱低得多;在所有的碳氢燃料中,液氧甲烷的比冲最高,粘性最小,基本不存在结焦和积炭的问题;甲烷的资源丰富,液态甲烷来源于液化天然气以及固态天然气的化合物,因此甲烷价格非常便宜,是液氢的1/70,是煤油的1/3。因此液氧/甲烷发动机具有高性能、高可靠性等特点<sup>[4-8]</sup>,适合作为未来航天能源的主力军,而气氧/气甲烷喷注燃烧则成为全流量补燃循环技术的研究重点。

目前,气-气喷注研究的内容主要集中在燃烧机理领域,而这一领域主要的研究方法为非接触诊断测量辅以精确的数值仿真计算手段。在非接触诊断研究方面,宾夕法尼亚大学 Santoro 教授的研究团队采用一维和二维的激光诱导荧光技术(LIF和PLIF)测量了燃烧室内的OH分布,同时,采用激光多普勒测速仪(PDPA)对加入示踪粒子的燃烧室内速度场进行了测量,LIF和PLIF结果显示OH浓度分布可以有效地揭示燃烧室内火焰结构<sup>[9]</sup>。北京航空航天大学的研究团队<sup>[10-12]</sup>以平面激光诱导荧光(PLIF)设备为契机,在高速摄影仪和红外热像仪的协同下,对气氧/气氢同轴剪切喷注器、气氧/气氢直流离心喷注器以及气氧/气甲烷同轴剪切单喷嘴的燃烧过程进行了试验诊断研究,得到了气氧/气氢与气氧/气甲烷两种推进剂组合的性能差异,以及同轴剪切和直流离心式喷注器的工作特性。

在数值仿真研究方面,宾夕法尼亚大学的 Deshpande M. 和 Merkle C. L. 以 Santoro<sup>[9]</sup>的气氧/气氢单喷嘴燃烧室为几何模型,通过求解二维非稳态的雷诺平均N-S方程,对燃烧室内的非稳态效应进行了研究,评估非稳态效应对气-气喷注燃烧流场的影响。美国空军试验室的 Archambault 等人以 Santoro 所示的燃烧室为几何模型,使用CFD++软件对气氧/气氢同轴剪切单喷嘴燃烧室进行了数值仿真,采用二阶精度格式,使用了比之前更加精细的网格,并将时间精确解、时间平均解和准稳态的求解结果与 Santoro 的光学测量结果进行了对比分析,结果表明时间精确解和稳态解所得结果一样好<sup>[13]</sup>。国内的李茂<sup>[14]</sup>对以气氧/气氢为燃料的同轴双剪切喷注器燃烧室内流场进行了数值模拟研究。高玉闪对以气氧/气甲烷为推进剂的同轴剪切喷注器进行了数值模拟,研究了喷注器设计参数对推进剂掺混燃烧、燃烧室壁面和喷注面板热载的影响<sup>[15]</sup>。

但是,上述研究大多集中于对单喷嘴燃烧器性能的探索,而实际的全流量补燃循环发动机头部往往布置了多组气-气喷嘴,这一方面的研究目前较少。以双喷嘴为研究对象,可对喷嘴间的相互作用效果进行预估和评判。本文旨在对气氧/气甲烷同轴剪切双喷嘴进行数值仿真研究,以分析不同喷嘴间距对燃烧过程的影响。

此外,在仿真过程中至关重要的湍流流动模型设置通常选用 $k-\varepsilon$ 和 $k-\omega$ 模型。其前者能够有效模拟远离壁面处的湍流流动,而后者则可以较好反应各种压力下的边界层问题<sup>[16]</sup>。Menter<sup>[17]</sup>将Wilcox两方程 $k-\omega$ 湍流模型和 $k-\varepsilon$ 湍流模型通过混合函数结合在一起,提出了分区的剪应力输运(Shear Stress Transport)模型,简称 $k-\omega$ SST湍流模型<sup>[18]</sup>。该模型克服了标准 $k-\omega$ 湍流模型对自由来流参数变化比较敏感的缺点,在近壁面附近采用 $k-\omega$ 湍流模型,在远离壁面的流场中采用 $k-\varepsilon$ 湍流模型;充分利用了 $k-\omega$ 湍流模型对逆压梯度流动模拟精度较高和 $k-\varepsilon$ 湍流模型对湍流初始参数不敏感的优点。因此,本文将分别采用 $k-\varepsilon$ 和 $k-\omega$ 湍流模型对不同喷嘴间距的双喷嘴模型进行数值仿真计算,以比较其对仿真结果的影响。

## 1 物理模型和计算方法

### 1.1 物理模型

共对两种喷嘴间距的喷注器进行仿真计算。每个双喷嘴喷注器的总流量为  $\dot{m} = 12 \text{ g/s}$ , 燃烧室压力取标准大气压  $p_c = 1 \text{ atm}$ , 压降  $\Delta p = 5\% p_c$ , 混合比  $Mr = 3$ , 速度比  $V_r = 3$ , 氧喷嘴出口壁厚  $\delta_{O_2} = 1 \text{ mm}$ 。以气氧气甲烷入口温度  $T_0 = 300 \text{ K}$  进行设计, 得氧喷嘴出口内径  $D_{O_2} = 7.66 \text{ mm}$ , 甲烷喷嘴出口内径为  $D_{CH_4\text{-inner}} = 9.66 \text{ mm}$ , 甲烷喷嘴出口外径为  $D_{CH_4\text{-outer}} = 10.34 \text{ mm}$ , 燃烧室长度  $L = 150 \text{ mm}$ 。将喷嘴间距定义为无量纲参数  $delt = l/D_{CH_4\text{-outer}}$ , 其中,  $l$  为两个氧气喷嘴中心轴线间的距离。具体参数如表 1 所示。

表 1 喷注器参数

Tab. 1 Parameters of injectors

	喷注器 1	喷注器 2
$\dot{m}/(\text{g} \cdot \text{s}^{-1})$	12	12
$Mr$	3	3
$V_r$	3	3
$p_c/\text{atm}$	1	1
$\Delta p/\% p_c$	5	5
$D_{O_2}/\text{mm}$	7.66	7.66
$D_{CH_4\text{-inner}}/\text{mm}$	9.66	9.66
$D_{CH_4\text{-outer}}/\text{mm}$	10.34	10.34
delt	1.3	1.6

整个燃烧器剖面结构示意图见图 1。

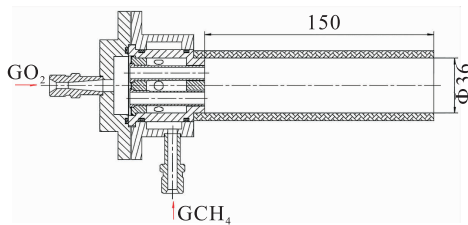


图 1 喷注器结构图

Fig. 1 Structure profile of injector

### 1.2 计算模型

在时间上气-气燃烧 RANS 数值方法应用有限

体积法以离散气相控制方程, 在空间上应用的格式为二阶迎风, 并分别对组分方程、动量方程、连续方程以及能量方程进行耦合求解, 随后在对湍流模型以及相关方程进行求解。其中对流项格式为二阶迎风, 扩散项格式为中心差分, 并选择 LU 隐式数值方法。

在化学反应机理的选择上, 综合考虑的计算效率及相对准确性, 采用 13 组份 20 步化学反应动力学模型<sup>[19-20]</sup>。

### 1.3 控制方程

#### 1.3.1 气相控制方程

气相湍流流动和燃烧的控制方程是从三大定律出发, 即质量守恒定律、动量守恒定律和能量守恒定律, 建立的多组分化学反应雷诺平均守恒型的 N-S 方程, 忽略彻体力和热辐射, 同时将燃烧室视作绝热体系。气-气掺混燃烧的控制方程采用湍流气相反应流的 N-S 方程组, 以下是各方程的统一形式<sup>[21]</sup>:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial z} = H \quad (1)$$

其中

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \\ \rho Y_i \end{bmatrix}; E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho uu + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ u(\rho e + p) \\ \rho u Y_i \end{bmatrix}; F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho vv + p \\ \rho vw \\ v(\rho e + p) \\ \rho v Y_i \end{bmatrix}$$

$$G = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho ww + p \\ w(\rho e + p) \\ \rho w Y_i \end{bmatrix}; H = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_i \end{bmatrix}$$

$$E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \\ \rho_i D_{im} \partial Y_i / \partial x \end{bmatrix}$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \\ \rho_i D_{im} \partial Y_i / \partial y \end{bmatrix}$$

$$G_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z \\ \rho_i D_{im} \partial Y_i / \partial z \end{bmatrix}$$

式中:  $i = 1, 2, 3, \dots, N_s$ ;  $N_s$  为各组分数量的总数;  $\rho_i$  为不同组分的密度;  $\rho$  为混合气体  $u, v, w$  分别对应坐标轴方向  $x, y, z$  的速度;  $p$  为压强;  $Y_i$  为不同组分对应的质量分数;  $\omega_i$  为组分  $i$  对应的质量生成率;  $\tau_{ij}$  为粘性应力分量;  $q_x, q_y, q_z$  为热传导与组散引起的能量通量。

### 1.3.2 $k - \varepsilon$ 湍流模型

可压缩流体的双方程模型中的标准  $k - \varepsilon$  模型:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3)$$

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;  $C_{1\varepsilon}$  和  $C_{2\varepsilon}$  为经验常数;  $\sigma_k$  和  $\sigma_\varepsilon$  分别是与湍流动能  $k$  和耗散率  $\varepsilon$  对应的 Prandtl 数。

湍流速度  $\mu_t$  由下式确定:

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

模型常量取值:  $C_{1\varepsilon} = 1.44$ ,  $C_{2\varepsilon} = 1.92$ ,  $C_\mu = 0.09$ ,  $\sigma_k = 1.0$ ,  $\sigma_\varepsilon = 1.3$ 。

对于近壁面区域流动,采用标准壁面函数法求解。

### 1.3.3 $k - \omega$ 湍流模型

本文采用 Menter 提出的  $k - \omega$  SST 两方程湍流模型,该模型充分发挥了  $k - \varepsilon$  模型对自由流和  $k -$

$\omega$  模型对壁面受限流动的处理优势<sup>[22]</sup>。具体描述如下:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P_k - \beta * \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \frac{\gamma P}{v_1} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (6)$$

其中

$$P_k = \min(P, 20\beta * \rho k \omega)$$

$$P = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$$

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)}$$

$$\Omega = \sqrt{2 W_{ij} W_{ij}}$$

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

$$CD_{kw} = \max \left( 2\rho \sigma_{w2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k_i}{\partial x_j} \frac{\partial \omega_i}{\partial x_j}, 10^{-20} \right)$$

式中:  $k$  为湍动能;  $\omega$  为比耗散率;  $\mu_t$  为湍流粘性系数。其他参数的具体形式见参考文献[17]。

### 1.4 网格划分

由双喷嘴喷注器及燃烧室结构(图1)可知,模型具有一定的对称性,因此计算区域采用1/4对称模型。双喷嘴三维模型网格规模12万,其整体及头部区域细节网格分别如图2和图3所示。从图中可见,在燃烧室壁面及喷注器出口区域的网格均进行了加密处理。

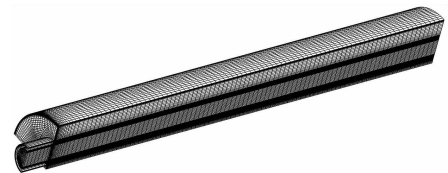


图2 总体网格

Fig. 2 Overall mesh

### 1.5 边界条件

气气喷注器的入口边界条件设置为质量边界

入口,入口温度 300 K,入口流量和压力根据设计值设置。出口条件设置为压力出口,压力设为 1 atm,温度 300 K。湍流强度依据经验选取  $I = 5\%$ ,水力直径由计算获得。燃烧室壁面设置为绝热、无滑移以及无催化边界。

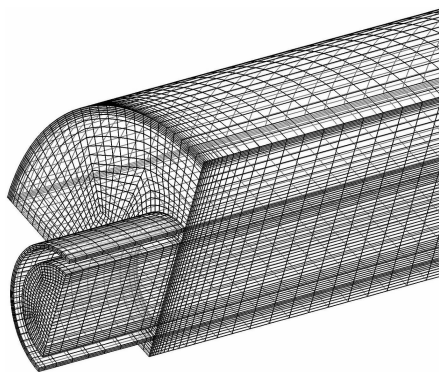


图 3 头部网格

Fig. 3 Grid of head region

## 2 计算结果与讨论

### 2.1 燃烧室内温度分布

燃烧室内流场温度的分布能够有效反映出发动机的燃烧情况,并能够帮助确定火焰前锋及剪切层的位置,进而为燃烧机理的深入研究提供更为详细的理论基础。此外,高温所在的区域应被视为后续热试工作的重要热防护考核区。因此,应对燃烧室内的温度分布进行仔细分析。

图 4 和图 5 分别为两种喷嘴间距情况下,燃烧室轴截面的温度分布云图。前者代表  $\text{delt} 1.3$  喷嘴间距,后者代表  $\text{delt} 1.6$  喷嘴间距。对比上述两图可知, $\text{delt} 1.6$  工况下的燃烧室壁面温度较低,火焰沿轴向的整体趋势更为收敛,说明该工况更加有利于燃烧室壁面的热防护。由图 4(a) 和图 5(a) 可知,喷嘴距离小的工况下,轴线附近火焰高温区更靠近喷注面板,这是由于两个单喷嘴之间的干涉作用增强,加快了燃烧室轴向附近的燃料与氧化剂掺混,从而使得化学反应区更加靠前。雷诺数分布云图(图 6)也间接证明了上述观点。 $\text{delt} 1.3$  工况的轴线附近雷诺数明显大于大喷嘴间距工况,说明该处具有更加强烈的湍流特性,各组分之间的流动扰动较强。

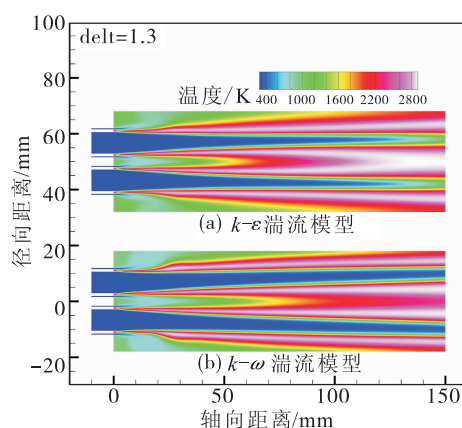


图 4  $\text{delt} 1.3$  工况温度分布

Fig. 4 Temperature distribution of delt 1.3

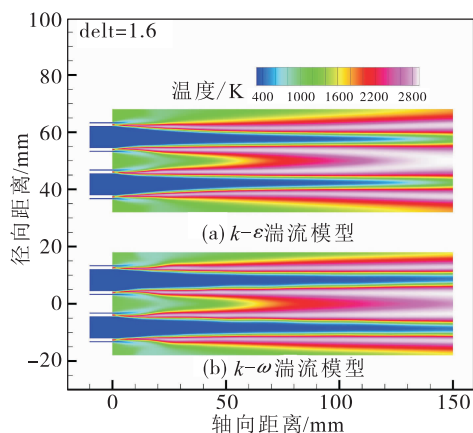


图 5  $\text{delt} 1.6$  工况温度分布

Fig. 5 Temperature distribution of delt 1.6

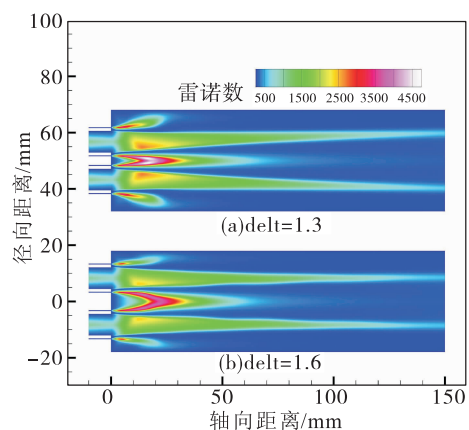


图 6 雷诺数分布

Fig. 6 Distributions of Reynolds number

将每种工况的两种不同湍流模型仿真结果进行对比,可以看出: $k-\omega$  SST 模型对边界层区域的计算结果明显优于  $k-\varepsilon$  模型。而  $k-\omega$  SST 模型得到的结果中,火焰沿轴向比  $k-\varepsilon$  模型所得的结果更为收敛,这一现象有待于后续研究进一步验证。

为了更为准确地分析不同位置处的温度分布,沿燃烧室轴向取四个典型位置进行分析,分别是喷注面板、 $x/L = 1/10$  处、 $x/L = 1/2$  处和  $x/L = 4/5$  处,其中  $x$  为下游某一位置距喷注面板的距离,  $L$  为燃烧室长度。即  $x = 0$  mm、 $x = 15$  mm、 $x = 75$  mm 和  $x = 120$  mm 四个位置。喷注面板是整个发动机热载最大的区域,需要进行全面的热防护考核;而燃烧室前端区域位于气流的回流区,化学反应剧烈,湍流效应强,对燃烧室壁面的冲刷严重,也应予以关注;燃烧室的中后段可以作为火焰发展及化学反应完全程度的观测点。因此,选取上述四个位置的径向温度分布作为分析参考。具体结果见图 7 - 图 10。

由图 7 和图 8 可知,每条温度曲线均呈四峰状,对应每个单喷嘴的两个剪切层。在喷注面板和燃烧室前端区域,两种湍流模型所得的结果中,剪切层附近的高温区曲线基本重合,仅在燃烧室轴线附近和壁面处存在较大差异。虽然  $\text{delt } 1.3$  工况的燃烧室轴线处雷诺数较大,但其仅代表该工况下轴线附近化学反应区靠前,而大喷嘴间距的工况会由于两个单喷嘴间有足够的区域容纳回流区,能够卷吸进更多的高温燃气,使得喷注器面中心区域的温度高于小喷嘴间距工况约 200 K。

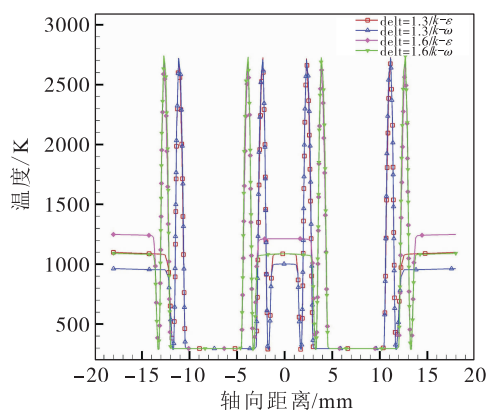


图 7 喷注器面温度分布

Fig. 7 Temperature distribution of injector plane

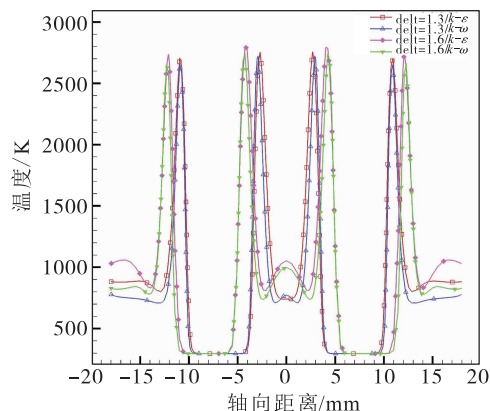


图 8 喷注器面下游 15 mm 处横截面温度分布

Fig. 8 Temperature distribution of cross section at 15 mm of injector plane downstream

对比图 7 和图 8 可知,  $k-\omega$  SST 模型所得的结果中,燃烧室前端壁面及轴线附近的温度均要低于  $k-\varepsilon$  模型的结果,其准确性有待于试验结果进一步验证。

图 9 所示为燃烧室下游中点位置处的径向温度分布曲线。与图 7 和图 8 不同的是,该图中各曲线峰值所在的径向位置已基本重合,说明火焰向下游发展为放射状。而壁面与轴线附近,依然是  $k-\omega$  SST 模型所得的温度低于  $k-\varepsilon$  模型的结果。

至燃烧室尾部,如图 10 所示,  $\text{delt } 1.3$  工况的火焰放射状更加明显,其温度峰值所在位置距离燃烧室轴线更远,因而也导致了燃烧室壁面温度高于  $\text{delt } 1.6$  工况约 300 K。

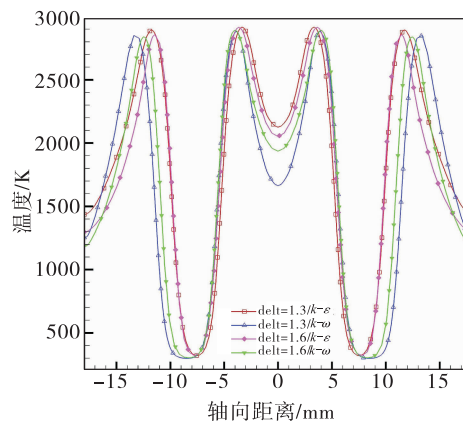


图 9 喷注器面下游 75 mm 处横截面温度分布

Fig. 9 Temperature distribution of cross section at 75 mm of injector plane downstream



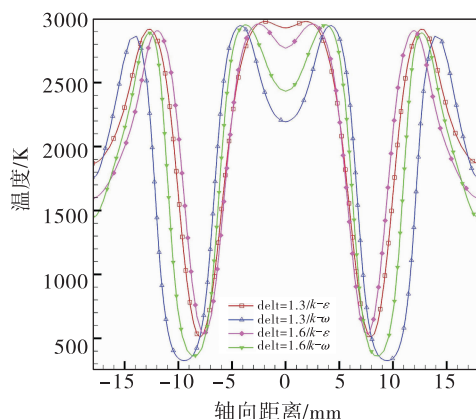


图 10 喷注器面下游 120 mm 处横截面温度分布  
Fig. 10 Temperature distribution of cross section at 120 mm of injector plane downstream

综上,燃烧室前端区域,由于更强烈的回流区作用,使得  $\text{delt } 1.6$  工况的喷注面板中心区域温度高于  $\text{delt } 1.3$  工况,说明喷嘴间距增大会增加喷注面板的热载;喷嘴间距小的双喷嘴喷注器,能够促进轴线附近的化学反应; $\text{delt } 1.3$  的喷注器,其火焰形状沿轴线向下游呈放射状较为明显,对于燃烧室壁面的热防护不利; $k-\omega$  SST 模型所得的结果中,能够有效反映出回流区的位置,说明其模拟边界层问题具有一定优势,但其结果中的燃烧室壁面和轴线附近温度低于  $k-\epsilon$  模型的结果,仍有待进一步研究。

## 2.2 燃烧室轴线处产物分布

水是气氧与气甲烷反应的主要产物,其在燃烧室内部分的质量分数分布可以有效揭示化学反应的完全程度,进而体现出发动机的燃烧效率。

图 11 所示为发动机轴线方向的水组份分布曲线。由于产物主要存在于化学反应最剧烈的剪切层内,而高温区通常可以代表剪切层的位置,因此可以将图 11 与图 4 和图 5 结合分析。对于两种工况下的  $k-\epsilon$  模型结果,靠近轴线的两个剪切层较早融合,高温区更加靠近喷注面板,所以其水组份的峰值相比于  $k-\omega$  SST 模型也更加靠近上游。在喷注面板下游前 20 mm 区域内, $\text{delt } 1.6$  工况的产物浓度更高,说明其燃烧室前端回流区作用更强,促进了反应的进行。值得注意的是, $k-\omega$  SST 模型对应的两次数值计算均未得到轴线上的水组份浓度峰值,且  $k-\epsilon$  模型得到的水组份浓度峰值也出现在较为靠近发动机出口的位置,说明这一发动机燃烧室长度不足,反应物反应不完全。这是由于甲烷的化学反应复杂,涉及多步基元反应,因而反应时间

较长,所以在后续设计时应当适当增大燃烧室的特征长度。

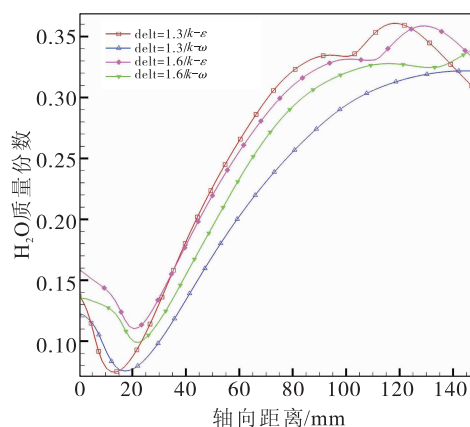


图 11 发动机轴线位置水组份浓度分布  
Fig. 11 Concentration distribution of  $\text{H}_2\text{O}$  component in the axis of engine

## 3 结论

通过对两种不同喷嘴间距的气氧/气甲烷同轴剪切双喷嘴仿真计算,比较了不同喷嘴间距对于整个发动机燃烧内流场的影响,并简要对比了  $k-\epsilon$  和  $k-\omega$  SST 两种湍流模型对于仿真结果的影响。

研究主要得出以下结论:

- 1) 适当增大喷嘴间距,能增强两个喷嘴之间的回流区作用,使得喷注面板中心区域的热载变大。
- 2) 喷嘴间距小的工况,由于两喷嘴间的干涉作用增强,使得气流雷诺数增大,湍流效应增强,进而加剧了周围燃料的掺混,使得燃烧室轴线附近的反应区更加靠近上游,且燃烧室中下游部位的壁面温度较高,不利于热防护。
- 3)  $k-\omega$  SST 湍流模型相比于  $k-\epsilon$  模型,更加能够反映出回流区的形态特征,但其得出的温度场与水组份分布的数值普遍低于  $k-\epsilon$  模型的结果,这一现象有待于试验验证。

## 参考文献:

- [1] 段增斌,谭永华,孙宏明. 液体火箭发动机现状与发展[J]. 火箭推进, 2000, 26(4): 1-11.  
DUAN Zengbin, TAN Yonghua, SUN Hongming. Status and development of liquid rocket engine [J]. Journal of

- rocket propulsion, 2000, 26(4): 1-11.
- [2] FARHANGI S, YU T, ROJAS L, et al. Gas-gas injector technology for full flow combustion cycle application [C]// Proceedings of 35<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S. l. :s. n. ],1999: 111-120.
- [3] 蔡国飙,汪小卫,李茂,等. 液体火箭发动机气气燃烧及气气喷注器技术 [M]. 国防工业出版社, 2012.
- [4] 王鹏武. 全流量补燃循环液氧/甲烷发动机系统分析 [J]. 火箭推进, 2004, 30(6): 15-8.  
WANG Pengwu. Analysis of full-flow stage liquid oxygen/methane rocket engine system [J]. Journal of rocket propulsion, 2004, 30(6): 15-8.
- [5] 王维彬,孙纪国. 航天动力发展的生力军——液氧甲烷火箭发动机 [J]. 航天制造技术, 2011, 2: 7-10.
- [6] 李文龙,李平,邹宇,等. 烃类推进剂航天动力技术发展展望 [J]. 宇航学报, 2015, 36(3): 243-52.
- [7] 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): 4-7 + 13.
- [8] 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述 [J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 23-31.  
SUN Hongming. Review of liquid oxygen/methane rocket engine [J]. Journal of rocket propulsion, 2006, 32(2): 23-31.
- [9] MOSER M D, MERENICH J, PAL S, et al. OH-radical imaging and velocity field measurements in a gaseous hydrogen/oxygen rocket; AIAA 93-2036 [R]. Monterey, CA: AIAA, 1993.
- [10] DAI J, CAI G, ZHANG Y, et al. Experimental investigations of coaxial injectors in a laboratory-scale rocket combustor [J]. Aerospace science and technology, 2016, 59: 41-51.
- [11] CAI G B, JIAN D, YANG Z, et al. Combustion behaviors of GO<sub>2</sub>/GH<sub>2</sub> swirl-coaxial injector using non-intrusive optical diagnostics [J]. Acta astronautica, 2016, 123: 246-56.
- [12] DAI J, NANJIA Y U, CAI G B. Investigation of non-premixed flame combustion characters in GO<sub>2</sub>/GH<sub>2</sub> shear coaxial injectors using non-intrusive optical diagnostics [J]. Science China physics, mechanics & astronomy, 2015, 58(12): 1-13.
- [13] ARCHAMBAULT M, TALLEY D, PERROOMIAN O, et al. Current Status of Gas/Gas Injector Research at AFRL [EB/OL]. [2001-10-20]. <https://www.researchgate.net/p>.
- [14] 杜正刚,高玉闪,李茂,等. 同轴双剪切气\_气喷嘴数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 683-686.
- [15] 高玉闪,杜正刚,金平,等. 气氧/甲烷同轴剪切喷注器燃烧特性数值模拟 [J]. 火箭推进, 2009, 35(5): 18-23.  
GAO Yushan, DU Zhenggang, JIN Ping, et al. Numerical simulation on the combustion characteristics of shear coaxial GO<sub>2</sub>/GCH<sub>4</sub> injector [J]. Journal of rocket propulsion, 2009, 35(5): 18-23.
- [16] 周宇,钱炜祺,邓有奇,等. k- $\omega$  SST 两方程湍流模型中参数影响的初步分析 [J]. 空气动力学学报, 2010, 28(2): 213-7.
- [17] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA journal, 2012, 32(8): 1598-1605.
- [18] 甘文彪,周洲,许晓平,等. 基于改进 SST 模型的分离流动数值模拟 [J]. 推进技术, 2013, 34(5): 595-602.
- [19] 张顺平. 超声速斜坡喷注器混合增强及火焰稳定特性研究 [D]. 长沙:国防科学技术大学, 2008.
- [20] 董刚,黄鹰,陈义良. 不同化学反应机理对甲烷射流湍流扩散 火焰计算结果影响的研究 [J]. 燃料化学学报, 2000, 28(1): 49-54.
- [21] YU N, ZHAO B, LI G, et al. Experimental and simulation study of a Gaseous oxygen/Gaseous hydrogen vortex cooling thrust chamber [J]. Acta astronautica, 2016, 118: 11-20.
- [22] 李映坤,韩珺礼,陈雄,等. 基于 SST 湍流模型的模拟 SRM 内流场数值仿真 [J]. 固体火箭技术, 2014(5): 616-621.

(编辑:陈红霞)