

# 煤油/氧气同轴离心喷嘴燃烧数值模拟

吴 迪, 金 峰, 刘 勇

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘 要:**为了更好地了解同轴离心喷嘴的工作特性,基于 DDES 模型研究了油气比分别为 0.5、1、1.5 下以煤油/氧气为推进剂的喷嘴的流体动力学特性与非预混燃烧特征。研究表明:由于旋流离心作用,在喷嘴出口轴心处和燃烧室顶部分别存在一个驻定涡和角涡,驻定涡径向分布在  $0.9R \sim 1.4R$ ,轴向尺寸在  $-1R \sim 14R$ ,随着燃料流量增大,驻定涡会向喷嘴内部推进,并且径向尺寸也会扩大。燃烧计算结果表明,随着燃料流量增大,推进剂的掺混拖曳区变长、掺混效果变好;而由于油气比的增加,燃烧室更加富油因此燃烧温度有所下降,同时火焰前缘向喷嘴内移。

**关键词:**同轴离心喷嘴;气/气燃烧;油气比;数值模拟;流动与燃烧特征

**中图分类号:**V434 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)02-0032-08

## Numerical simulation of kerosene/oxygen coaxial centrifugal injector combustion

WU Di, JIN Feng, LIU Yong

(School of Energy and Power, Nanjing University of  
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to better understand the working characteristics of coaxial centrifugal nozzles, the hydrodynamic characteristics and non-premixed combustion characteristics of nozzles with kerosene/oxygen as propellant based on the DDES (delayed detached-eddy simulation) model with oil-gas ratios of 0.5, 1, and 1.5 were studied. The research results show that due to the swirling centrifugal effect, there are a stationary vortex and an angular vortex at the nozzle outlet axis and the top of the combustion chamber, respectively. The stationary vortices are distributed in the radial direction from  $0.9R$  to  $1.4R$  and the axial dimension is  $-1R \sim 14R$ , as the fuel flow increases, the stationary vortex will advance toward the inside of the nozzle, and the radial size will also expand. The combustion calculation results show that as the fuel flow increases, the propellant blending drag zone becomes longer and the blending effect is increased. However, due to the increase of the oil-gas mixing ratio, the combustion temperature decreases, and the flame front moves inward to the nozzle.

**Keywords:** double-shear coaxial centrifugal injector; gas/gas combustion; oil-gas ratio; numerical simulation; flow and combustion characteristics

收稿日期:2020-08-17;修回日期:2020-09-19

基金项目:江苏省自然科学基金(BK20200069)

作者简介:吴迪(1996—),男,硕士,研究领域为液体火箭发动机不稳定燃烧。

通信作者:金峰(1964—),男,博士,副教授,研究领域为传热、传质与燃烧。

## 0 引言

同轴离心喷嘴广泛应用于各国的液体火箭发动机中,例如联盟号三级发动机 RD-0110/0107 以及 Energia 和 Atlas V 的主发动机,这种喷嘴中,煤油切向注入同轴环形空间,液氧切向注入中心旋流腔,并在出口处撞击混合<sup>[1-2]</sup>。目前进行整块喷注面板试验和数值模拟实施难度较大,因此开展针对单喷嘴的相关研究是可行的;随着计算流体力学的发展,对精细结构的喷嘴及燃烧室的高精度数值仿真研究能为系统研究提供很好的参照并且大大缩减了整体研制周期<sup>[3-4]</sup>,因此开展这样的数值仿真工作是必要的。

高玉闪等人对以气氧/甲烷为推进剂的同轴剪切喷嘴进行了数值模拟并且对比了气氧/甲烷与气氢/气氧喷注器的燃烧特性的异同<sup>[5-6]</sup>;文献[7-9]对单喷嘴燃烧室和声学特性进行了分析,找到了激发不稳定燃烧的特征源;俞南嘉等人基于 PLIF、高速摄影技术等实验技术对于单喷嘴气相燃烧进行了试验研究<sup>[10]</sup>;韩树焘等人对同轴剪切双喷嘴进行了仿真研究<sup>[11]</sup>,研究表明较大的喷嘴间距会使喷注面中心区前端壁面的热载荷变大,但是未探讨其流体动力学机理;刘占一、Huang Z W 等学者研究了不同燃烧模型和不同的计算域条件对于数值计算精度的影响<sup>[12-14]</sup>,其中三维模型相对于周期性模型更加精确;白俊强等人对延迟分离涡模型(DDES)进行了应用,研究结果表明 DDES 模型对于强分离、剪切等复杂紊流状态可以较好地模拟<sup>[15-17]</sup>。

纵观国内外研究进展,各国学者对于液体火箭发动机喷注单元如直流式、互击式、直流离心式、同轴式等都进行过较为细致的试验或数值研究,而却很少针对较为复杂的同轴离心喷嘴进行精确的流动及燃烧数值研究。本文使用精确的延时分离涡 DDES 模型研究了不同油气比下的同轴离心喷嘴的冷热态流场变化规律。

## 1 物理模型

### 1.1 双基元离心喷嘴模型

研究的双基元同轴离心式喷嘴,模型如图 1 所示,喷嘴主要分为内、外两个部分,其内部截面图如图 2 所示。氧化剂进口、旋流室及其离散通道部分

称为内喷嘴;相应的燃料切向进口以及旋流的环缝称为外喷嘴。表 1 列出了本喷嘴部分主要的几何参数,其中 $R_0$ 表示氧化剂旋流室的半径, $R$ 表示离散通道的半径, $R_{in,oxid}$ 和 $R_{in,fuel}$ 分别表示氧化剂和燃料切向进口的半径,其中氧化剂与燃料进口切向角度为 $45^\circ$ ,并且各自有 6 个切向通道, $L$ 代表喷嘴段总长度, $l$ 代表内喷嘴缩进尺寸, $\Delta r$ 代表环缝宽度, $h$ 表示立柱的厚度。

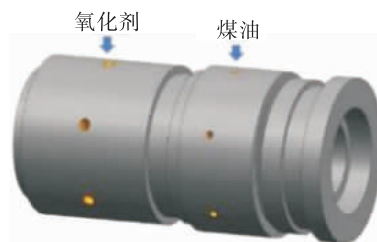


图 1 同轴离心喷嘴

Fig. 1 Coaxial centrifugal injector

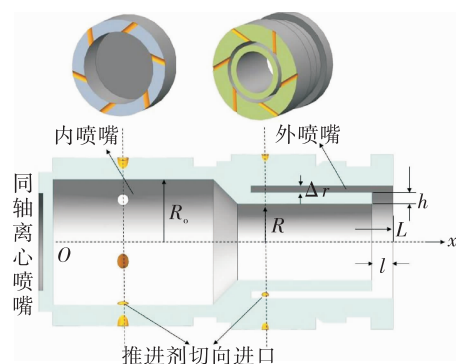


图 2 喷嘴截面以及尺寸图

Fig. 2 Cross-section and size drawing of the injector

表 1 喷嘴详细尺寸

Tab. 1 Detailed dimensions of the injector

单位:mm

$R_0$	$R$	$R_{in,oxid}$	$R_{in,fuel}$
4.5	2.7	0.4	0.25 +
$L$	$l$	$\Delta r$	$h$
24.3	1.5	0.5	0.8

### 1.2 计算域及网格设置

本次计算域包括喷嘴与燃烧室的流体域部分,如图 3 所示。设置了扇形的 1/6 的周期结构网格。其中燃烧室部分的计算域的尺寸为径向  $5.2 R$ ,轴

向 25  $R$ , 这个计算域尺寸也被 Yanxing Wang<sup>[18]</sup> 选用, 并且很好地捕捉了化学反应动力学和流体动力学的特征。对于节流段与喷嘴出口处进行了加密, 根据计算结果发现绝大多数的壁面的无量纲第一层网格高度  $y^+ < 1$ , 满足了进行稳态与非稳态计算的湍流模型的要求。计算域与网格划分结果如图 4 所示。

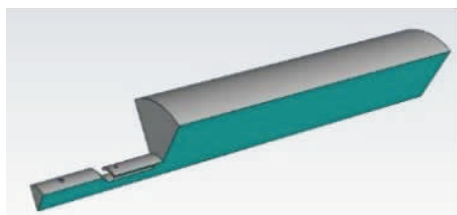


图 3 计算域

Fig. 3 Computational domain

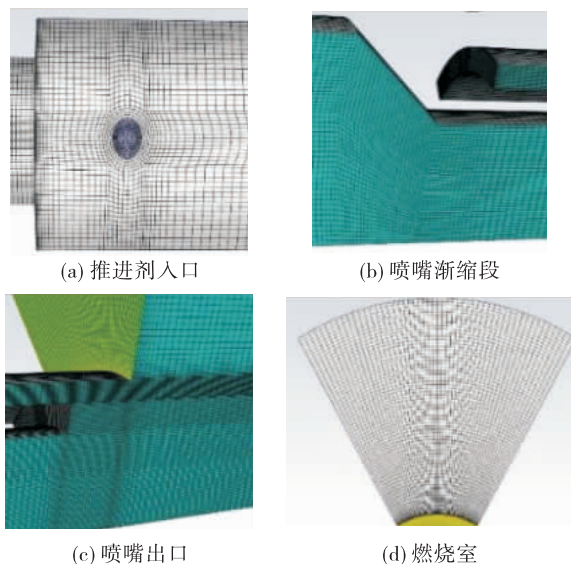


图 4 网格划分

Fig. 4 Grid

## 2 数学模型

### 2.1 DDES 模型

DDES 模型是以 Wilcox 提出的  $k-\omega$  模型为基础的一种湍流模型<sup>[19]</sup>, 其保守形式的湍动能  $k$  和大尺度运动逆时标  $\omega$  写成如下形式

$$\frac{\partial \bar{\rho} k}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{v}_j k)}{\partial x_j} = (\tau_{ij} + \tau R_{ij}) \frac{\partial \tilde{v}_i}{\partial x_j} - \beta^* \bar{\rho} \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \sigma_k \frac{\bar{\rho} k}{\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \omega}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{v}_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\gamma \omega}{k} (\tau_{ij} + \tau R_{ij}) \frac{\partial \tilde{v}_i}{\partial x_j} - \beta \bar{\rho} \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \sigma_\omega \frac{\bar{\rho} k}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \frac{\bar{\rho} \sigma_d \partial k \partial \omega}{\omega \partial x_j \partial x_j} \quad (2)$$

式中:  $\rho$  为密度;  $\tau_{ij}$  为张量;  $\mu$  为黏性系数;  $k$  为湍动能;  $\sigma$  为湍动能标准差;  $\beta^*$ 、 $\beta$ 、 $\sigma_\omega$ 、 $\sigma_d$  都是模型常数。湍流黏度  $\mu_t = \frac{\bar{\rho} k}{\omega}$ , 其中  $\bar{\omega}$  是由  $\omega$  的最大值和流量均值应变率校正的湍流频率。

在分离涡模型中, 耗散项或式(2)右边第二项以等式表示, 以排除任何由网格分布引起的对湍流黏度的影响。使用以下数学定义

$$\beta^* \rho \omega k = \frac{\rho}{L_T^*}$$

其中

$$L_T^* = \min(L_T, C_{DES} L_{GRID})$$

式中:  $L_T^*$  为欧姆定律流长度尺度;  $C_{DES}$  为建模常数, 在本次计算时采用 0.45,  $L_T$  和  $L_{GRID}$  分别表示湍流尺度和网格长度尺度。

### 2.2 化学动力学模型 (EBU-Arrhenius)

EBU-Arrhenius 模型以 Spalding<sup>[17]</sup> 提出的涡旋破碎模型 (Eddy Break-Up Model, EBU) 为基础建立, 反应速率可表示为

$$R_{fu, EBU} = - \frac{C_R g^{\frac{1}{2}} \rho \varepsilon}{k} \quad (3)$$

式中  $g = \overline{m_{fu}^2}$  为浓度脉动均方值, 为了避免速度梯度过大的区域出现剧烈燃烧的非真实情况, 把 Arrhenius 公式引入 EBU 模型中, 其反应速率可以表示为

$$R_{fu} = - \min \left\{ \left| - \frac{C_R g^{\frac{1}{2}} \rho \varepsilon}{k} \right|, A_0 P^2 m_{ox} m_{fu} \exp \left( - \frac{E}{R_u T} \right) \right\} \quad (4)$$

式中:  $A_0$  为阿伦尼乌斯常数;  $P^2 m_{ox}$  为氧化剂质量;  $m_{fu}$  为燃料质量。

### 2.3 反应机理

因为本次计算不需要关注准确的中间组分或者熄火、回火等不稳定特性, 因此采用煤油和氧气的总包反应机理。

### 2.4 计算条件以及计算设置

油气比  $n = \frac{m_{fuel}}{m_{oxid}}$ , 对于同轴旋流喷嘴的稳定燃

烧性能影响很大。表 2 给出工况设置参数。这里有必要说明,计算时推进剂属性均为气相,而非液相,原因如下:

1) 实际火箭发动机燃烧室工作的压力和温度远高于液氧、煤油的临界温度和压力。进入燃烧室后,黏度下降、表面张力下降、扩散系数增大、气液间界面消失,射流状态与湍流气体射流喷入气体的环境状态相似<sup>[20-21]</sup>。

2) 目前数值模型,无法计算包括多相掺混、一次及二次雾化、两相燃烧复杂过程。

综合上述原因,本次计算采用气相推进剂进行计算。

表 2 推进剂进口参数

Tab. 2 Propellant inlet parameters

工况	质量流量/ ( $\text{g} \cdot \text{s}^{-1}$ )	总温/K	推进剂 质量分数
Case 1	0.075	290	1
Case 2	0.150	290	1
Case 3	0.225	290	1

其中进口的湍动能和湍动能耗散率按照经验公式给定,固体壁面是绝热、无滑移壁面条件,忽略辐射传热对于流场的影响。

混合气体密度按照气体混合定律给出,对于每个组分其热传导系数和黏性按照动能理论给定,而其定压比热容均按照分段多项式处理。

计算在 Ansys Fluent 2019 上进行,采用分离式求解器 simple 计算;因计算模型的旋流效应很明显,因此对流扩散项使用 QUICK 格式,为了防止计算出现非自然的数值振荡,非稳态方程的离散格式采用有界中心差分格式,同时非稳态计算设置  $\text{CFL} \approx 1$  ( $\text{time step} = 1.2 \times 10^{-6} \text{ s}$ ),以保证较好的数值稳定性和收敛性。

### 3 结果和讨论

#### 3.1 网格无关性验证与试验验证

本次计算前对网格的疏密度进行了验证,设置了 5 组网格分别为:  $71 \times 10^5$ 、 $145 \times 10^5$ 、 $230 \times 10^5$ 、 $312 \times 10^5$ 、 $387 \times 10^5$ 。以燃烧室的温度峰值为检验标准,其计算结果如图 5 所示。

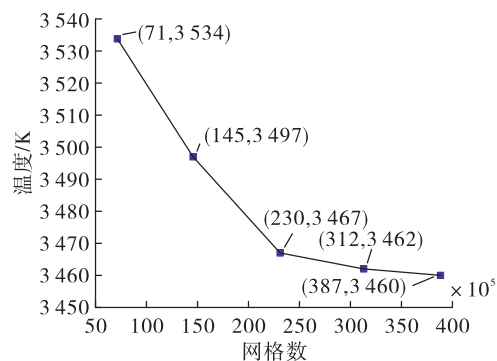


图 5 网格无关性验证

Fig. 5 Grid independency study

由计算结果可知,在  $71 \times 10^5 \sim 230 \times 10^5$  网格区间内,计算结果的差异性较大,而在网格数大于  $230 \times 10^5$  时,温度峰值趋近于稳定值,因此可本次计算采用  $230 \times 10^5$  网格。

实验采用了平面激光诱导荧光技术 (PLIF) 对于冷态流场进行了观测,与 Case 1 计算结果进行对比,如图 6 所示,对比了推进剂剪切半角的数值和推进剂组分分布。实验结果  $\theta = 28^\circ$ , 计算结果  $\theta' = 30^\circ$ , 吻合度较好,佐证了计算方法的准确性。

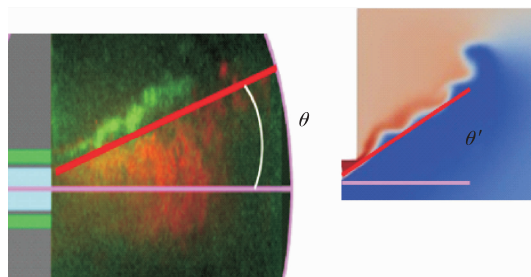


图 6 实验结果和计算结果的对比

Fig. 6 Comparison of test results and calculated results

#### 3.2 同轴离心喷嘴流动特性

以 Case 1 算例来介绍同轴离心喷嘴内外喷嘴的流体动力学特性以及气态煤油和氧气燃烧特性和组分分布特性。

由图 7 可见,推进剂通过切向通道进口,各自进入旋流腔室后进行旋流运动,离开喷嘴后氧化剂和燃料相互剪切、掺混,在出口处形成一层较薄的旋转涡系,出口形成一个中空的“核”并向喷嘴内凹陷,其形成原因与角动量守恒有关。图 8 给出了轴



向截面上不同时刻以及时均统计轴向速度云图,靠近壁面内侧的流动速度较高,可以达到 43 m/s,流体因为离心力都被“挤压”在外,反而中心部分因压差形成了一个低速回流区。

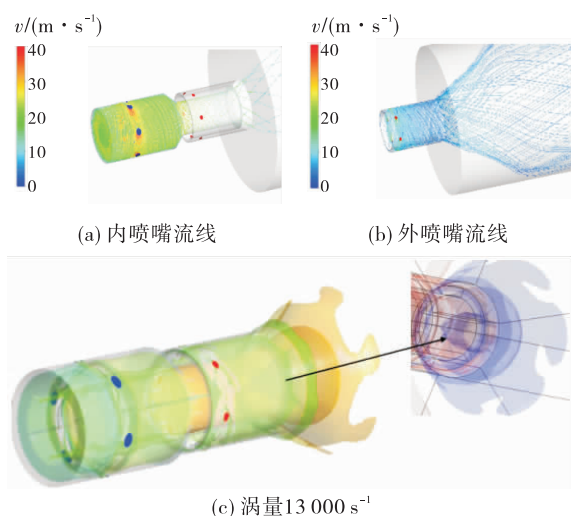


图 7 流线图

Fig. 7 Streamline diagram

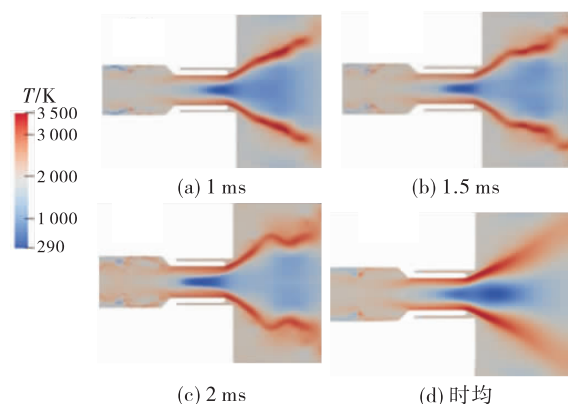


图 8 轴向速度云图

Fig. 8 Axial velocity cloud diagram

图 9 展示了内喷嘴和燃烧室内流线分布,可以见到流动产生了两个较大的涡结构:第一个存在于燃烧室壁面处的角涡,第二个是喷嘴内部周线附近的扁平回流涡,这个回流涡在离开喷嘴后进一步扩展。

图 10 展示了 3 个时刻下喷嘴下游在  $Q = 0.13 \times 10^6 \text{ s}^{-2}$  的二维涡量分布云图(其中二维  $Q$  准则为

$Q = -\frac{1}{2} \left[ \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right] - \frac{\partial u}{\partial y} \frac{\partial v}{\partial x}$ , 可以看到涡系在出口后具有一定的张角,并且不断拍打、发展和消失。

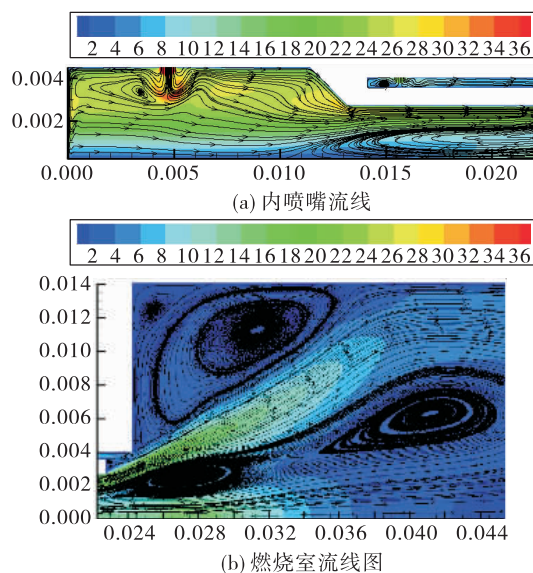


图 9 计算结果图

Fig. 9 Calculation result diagram

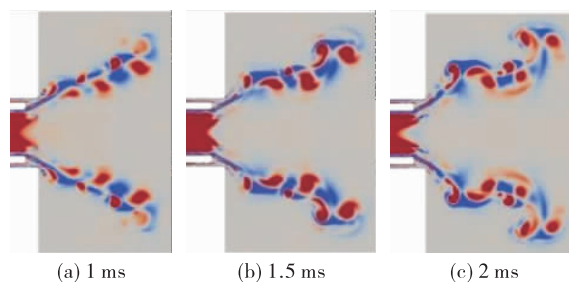


图 10 推进剂态及非稳态组分分布图

Fig. 10 Propellant steady-state and non-steady-state component distribution diagram

图 11 分别是 3 种油气比下  $x/R = 0 \sim 25$  轴向位置和  $x/R = 1.1$  径向位置的时均轴向速度分布。随着燃料量增大,喷嘴出口处旋流剪切加强,因此回流涡内速度增大。回流涡的径向分布在  $0.9 R \sim 1.4 R$  范围内,轴向尺寸在  $-1 R \sim 14 R$ ,随着燃油流量的增大,轴向的速度增加,回流涡的径向尺寸也变大。

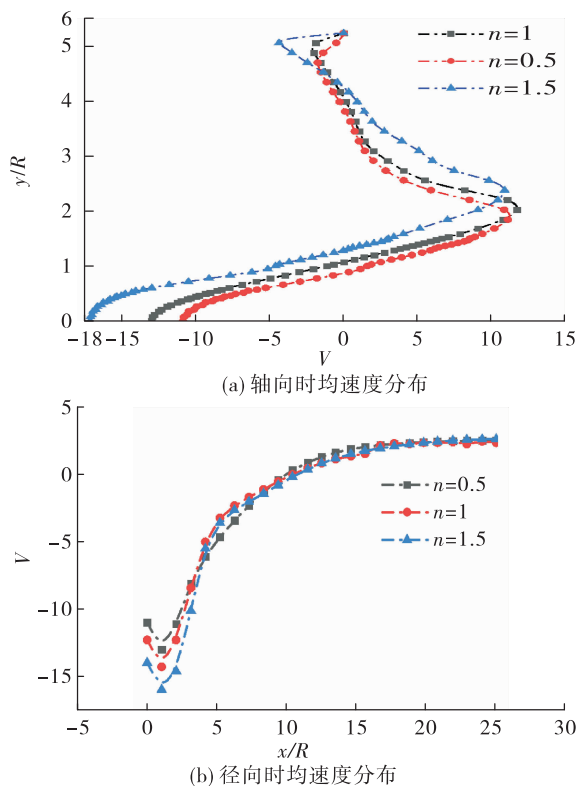


图 11 温度分布

Fig. 11 Temperature distribution

### 3.3 同轴离心喷嘴燃烧特性

2种推进剂的组分分布如图12所示,并且在约 $30^\circ$ 的位置相互剪切混合。在燃烧室的角落富集了大量的未燃的煤油,当油气比增大,氧气的扩张角会不断变大,因为轴线处回流涡的作用部分生成物如二氧化碳会溢出,导致径向上 $0 \sim 1R$ 处的氧气质量分数下降,如图13所示。

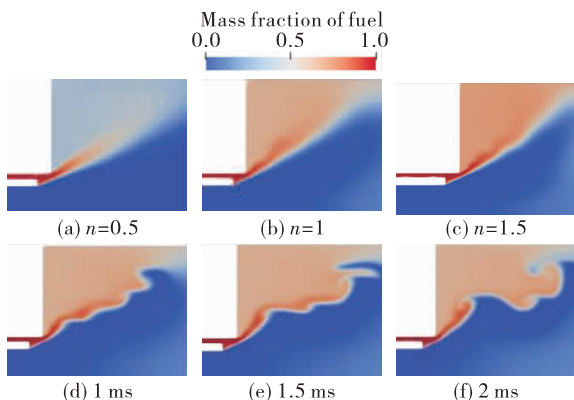
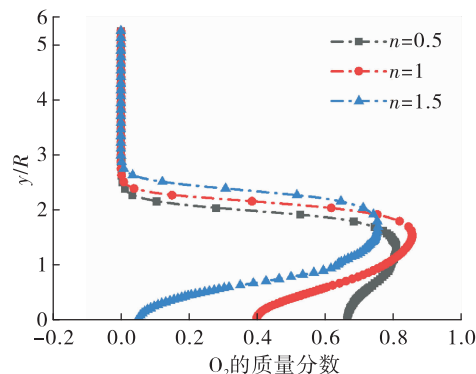


图 12 推进剂组分分布云图

Fig. 12 Cloud map of propellant component distribution

图 13  $X/R = 1.1$  处径向氧气质量分数分布Fig. 13 Radial oxygen mass fraction distribution at  $x/R = 1.1$ 

双剪切同轴离心喷嘴的燃烧情况如图14所示,火焰前锋呈现为“m”型,其形成原因如下:推进剂以旋流的形式离开喷嘴后互相剪切,于是形成狭长的拖曳距离,并在剪切过程中掺混燃烧,因此此处属于扩散燃烧区;而在喷嘴出口中心处,此处具有一对回流涡系,将反应高温产物卷吸,因此高温区前移,并且火焰形成了自持,总体上火焰前锋形成了“m”型的状态。



图 14 燃烧场示意图

Fig. 14 Schematic diagram of combustion field

释热率时均统计分布如图15所示,可见掺混距离变长,推进剂的混合更加均匀。图16是3种当量比下的燃烧场时均温度分布。随着燃料流量的增加,燃烧室内更加富燃,高温区域扩大。火焰前锋不断地向喷嘴内部移动,其直接原因是出口处掺混区旋流速度增大,导致驻定涡增强从而提高了其对高温燃烧产物的卷吸作用;驻定涡在一定的范围内可以很好地驻定火焰,与中心直流式喷嘴相比,同轴双剪切喷嘴更易发生回火的情况,但是目前对于回火稳定裕度的机制仍有待研究。

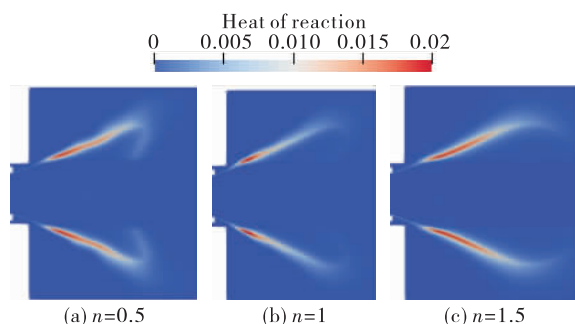


图 15 时均热释率分布

Fig. 15 Time average heat release rate distribution

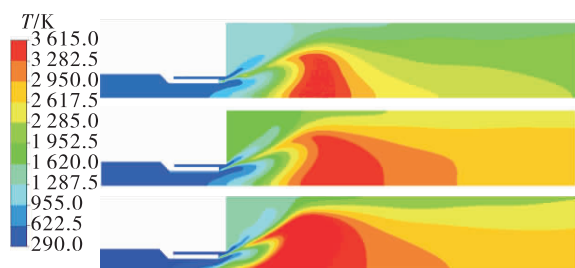


图 16 时均温度云图

Fig. 16 Time average temperature cloud map

图 17 为 Case 1 非稳态火焰计算结果, DDES 模型较好地捕捉到火焰的折皱、拍打等动态特性。

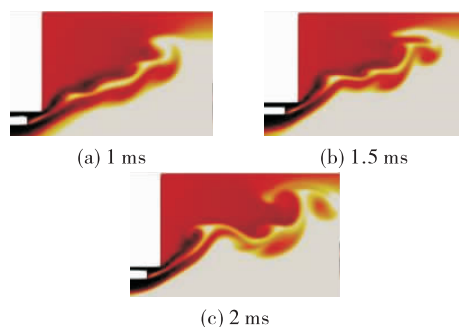


图 17 非稳态火焰形态

Fig. 17 Unsteady flame shape

图 18 展示了燃烧室轴向纵截面的温度分布情况与 3 种油气比下的面平均温度分布曲线。在  $6R \sim 9R$  温度随后逐步降低, 并且当量比较大时推进剂掺混效果较好, 因此温度峰值较高; 并且燃烧室顶部温度进一步提高。

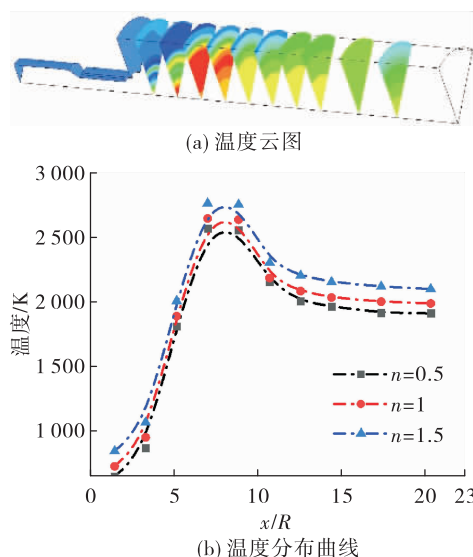


图 18 燃烧室轴向纵截面时均温度分布

Fig. 18 The axial longitudinal section of the combustion chamber shows the uniform temperature distribution

## 4 结论

基于 DDES 模型的非稳态数值仿真结果很好地表现了油气比  $n$  对于双剪切同轴离心喷嘴流动与燃烧特性的影响, 结果表明:

1) 燃料与氧化剂在各自的旋流室内旋流运动并且出口具有一定的张角, 在喷嘴出口处形成一层较薄的旋转涡系推进剂在内剪切、掺混; 同时在出口中心形成一个中心回流区。

2) 在本文计算条件下, 驻定涡分布在径向  $0.9R \sim 1.4R$ 、轴向  $-1R \sim 14R$  的范围内, 随着油气比  $n$  增大, 驻定涡内的流速增大, 回流涡的径向尺寸也变大。

3) 随着油气比  $n$  增大, 掺混区变长、燃气的混合程度更优良、伴随而来是主燃区的温度提高; 由于旋流剪切效应增强、驻定涡的卷吸进一步增强导致火焰前锋向喷嘴端移动。

4) 驻定涡的存在在一定程度上对于火焰的稳定起到正面作用, 但是在复杂工况下可能发生回火, 这个详细的机制和稳定裕度有待研究。

## 参考文献:

[1] ANDERSON W E, YANG V. Liquid rocket engine com-

- bustion instability[M]. Washington DC: AIAA, 1995.
- [2] 蔡国飙. 液体发动机燃气燃烧及燃气喷注技术[M]. 北京:国防工业出版社,2012.
- [3] 王振国. 液体火箭发动机燃烧过程建模及仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2012.
- [4] 王治军. 液体火箭发动机推力室设计[M]. 北京:国防工业出版社,2014.
- [5] 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 Y S, DU Z G, JIN P, et al. Numerical simulation on the combustion characteristic of shear coaxial  $\text{GO}_2/\text{GCH}_4$  injector[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(5): 18-23.
- [6] 高玉闪, 金平, 蔡国飙. 气氧/甲烷与气氢/气氧喷注器燃烧特性对比研究[J]. 推进技术, 2013, 34(6): 775-780.
- [7] CULICK F E. Unsteady motions in combustion chamber for propulsion systems[R]. AG-AVT-039, France, 2006.
- [8] 田原, 李丹琳, 孙纪国, 等. 同轴剪切喷嘴高频喷注耦合燃烧不稳定分析[J]. 火箭推进, 2014, 40(3): 23-28.
- TIAN Y, LI D L, SUN J G, et al. Instability analysis on high-frequency injection-coupled combustion of shear coaxial injector[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(3): 23-28.
- [9] 曹晨, 谭永华, 陈建华, 等. 气喷嘴和声腔对燃烧室声学特性的影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(8): 1836-1846.
- [10] 俞南嘉, 鲍启林, 李峰, 等. 基于PLIF技术的气氧/气甲烷同轴剪切喷嘴试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(10): 2483-2491.
- [11] 韩树焄, 林洁, 俞南嘉, 等. 气氧/气甲烷同轴剪切双喷嘴仿真研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(3): 68-75.
- HAN S T, LIN J, YU N J, et al. Simulation study on gaseous oxygen/methane double injectors with coaxial shear[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(3): 68-75.
- [12] 刘占一, 刘计武, 汪广旭, 等. 气氧甲烷单喷嘴燃烧室壁面热流的测量和数值模拟[J]. 推进技术, 2018, 39(5): 1033-1040.
- [13] HUANG Z W, HE G Q, QIN F, et al. Large eddy simulation of combustion characteristics in a kerosene fueled rocket-based combined-cycle engine combustor[J]. Acta Astronautica, 2016, 127: 326-334.
- [14] GARBY R, SELLE L, POINSOT T. Large-Eddy Simulation of combustion instabilities in a variable-length combustor[J]. Comptes Rendus Mecanique, 2013, 341(S1/2): 220-229.
- [15] BAI J Q, WANG B, SUN Z W. The application of numerical simulation of delta wing with blunt leading edge using RANS/LES hybrid method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(3): 373-379.
- [16] 王明涛, 徐惊雷, 于洋, 等. 基于DOE优化湍流模型的SERN分离点预测数值模拟与实验验证[J]. 推进技术, 2014, 35(3): 289-295.
- [17] 余秋阳, 包芸, 王圣业, 等. B-C转捩模型的DDES方法模拟转捩大分离流动[J]. 计算物理, 2020, 37(1): 46-54.
- [18] WANG X, WANG Y, YANG V. Geometric effects on liquid oxygen/kerosene bi-swirl injector flow dynamics at supercritical conditions[J]. AIAA Journal, 2017: 1-9.
- [19] SPALDING D. A simple model for the rate of turbulent combustion[C]// Aerospace Sciences Meeting. [S. l.]: The Royal Society, 2013.
- [20] 王枫, 李龙飞, 张贵田. 喷嘴结构对液氧煤油火箭发动机高频燃烧不稳定性的影响[J]. 实验力学, 2012, 27(2): 178-182.
- [21] OSCHWALD M, SCHIK A. Supercritical nitrogen free jet investigated by spontaneous Raman scattering [J]. Experiments in Fluids, 1999, 27(6): 497-506.