

# 点火位置对中心分级燃烧室点火过程影响的研究<sup>\*</sup>

王凯兴<sup>1,2,3</sup>, 刘富强<sup>1,2,3</sup>, 范雄杰<sup>1,2,3</sup>, 刘存喜<sup>1,2,3</sup>, 杨金虎<sup>1,2,3</sup>,  
穆勇<sup>1,2,3</sup>, 徐纲<sup>1,2,3</sup>

- (1. 中国科学院工程热物理研究所 轻型动力重点实验室, 北京 100190;  
2. 中国科学院大学, 北京 100049;  
3. 中国科学院轻型动力创新研究院, 北京 100190)

**摘要:** 燃烧室点火可靠性关系到发动机的整体性能, 而点火位置对点火结果具有较大的影响。为此, 对点火位置在回流区边缘中游的点火过程进行实验研究, 对冷态流场和燃烧过程进行数值模拟并与实验结果对比, 验证了数值模拟的准确性, 研究了不同点火位置的火焰传播过程。结果表明, 点火初始时刻, 在流场的作用下, 火核首先在燃油浓度较高的周向进行传播, 同时在流场的作用下沿轴向向燃烧室下游传播, 最终在回流区的作用下运动至燃烧室头部。当点火位置位于回流区中上游时, 点火成功的关键是火焰传播到靠近头部燃油浓度较高的区域, 而点火位置位于回流区下游时, 其点火成功的关键是火焰传播到燃烧室中心位置并具有较高的能量。最佳点火位置位于回流区边缘的中游位置。

**关键词:** 燃烧室; 点火; 火焰传播; 数值模拟; 点火位置

中图分类号: TK16 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 07-200699-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200699

## Effects of Ignition Position on Ignition Process of Internally-Staged Combustor

WANG Kai-xing<sup>1,2,3</sup>, LIU Fu-qiang<sup>1,2,3</sup>, FAN Xiong-jie<sup>1,2,3</sup>, LIU Cun-xi<sup>1,2,3</sup>, YANG Jin-hu<sup>1,2,3</sup>,  
MU Yong<sup>1,2,3</sup>, XU Gang<sup>1,2,3</sup>

- (1. Key Laboratory of Light-Duty Gas-Turbine, Institute of Engineering Thermophysics,  
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;  
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;  
3. Innovation Academy for Light-Duty Gas Turbine, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** The ignition reliability of the combustor is related to the overall performance of aeroengine, and the ignition position plays an essential role in the ignition results. The flame propagation of the ignition position located at the midstream of recirculation zone edge has been investigated with experimental method. Then the numerical simulation method is used to investigate the cold flow and flame propagation, which is compared with the experimental results to verify the accuracy of the numerical simulation. Finally, the flame propagation at different ignition locations is studied by numerical simulation. The results indicate that the ignition kernel expands along the circumferential direction with higher fuel concentration and spreads along the axial direction under the function of flow field, and ultimately moves to the head of combustor under the action of recirculation zone. When the

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2020-09-10; 修订日期: 2020-11-26。

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-III-0007-0032; 2017-III-0002-0026); 中国科学院青年创新促进会 (2019147)。

作者简介: 王凯兴, 博士生, 研究领域为航空发动机燃烧室设计。

通讯作者: 刘富强, 博士, 高级工程师, 研究领域为航空发动机燃烧室设计。

引用格式: 王凯兴, 刘富强, 范雄杰, 等. 点火位置对中心分级燃烧室点火过程影响的研究[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 200699. (WANG Kai-xing, LIU Fu-qiang, FAN Xiong-jie, et al. Effects of Ignition Position on Ignition Process of Internally-Staged Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(7):200699.)

ignition location is located at upstream and midstream of the recirculation zone, the key of ignition success is that the flame propagates to the recirculation zone of high fuel concentration near the combustor head. For the ignition position located at the downstream of the recirculation zone, the key to ignition success is that the flame propagates to the central section of the combustor with higher heat release. The optimal ignition position is located at the midstream of the recirculation zone edge.

**Key words:** Combustor; Ignition; Flame propagation; Simulation; Ignition position

## 1 引言

燃烧室作为航空发动机的核心部件之一,其点火可靠性是发动机的重要性能指标。随着航空发动机污染物排放标准的不断提高,低污染燃烧室得到了较大的发展<sup>[1-2]</sup>。根据燃烧组织方式分为两类:(1)以分级燃烧、贫油蒸发及贫油多点喷射技术等达到低污染排放的贫头部燃烧<sup>[3-5]</sup>;(2)以富油-猝熄-贫油燃烧技术(RQL)实现低污染排放的富头部燃烧<sup>[6-7]</sup>。贫油燃烧多采用中心分级燃烧技术,在燃烧室头部中心区为预燃级,用以保证燃烧室的低工况稳定性,在预燃级外围为主燃级,保证燃烧室在高工况时的高效燃烧和低排放,在降低污染物方面具有更大的潜力<sup>[8]</sup>。但是贫油条件下点火较为困难,因此深入理解贫油条件下的点火特性,对航空发动机设计及点火性能提高具有重要意义。

燃烧室点火过程十分复杂,燃油雾化质量、燃烧室进口温度、进口压力、流场结构、火焰筒压降及点火位置等因素均会对其造成影响<sup>[9-11]</sup>。对于火焰传播过程的研究,Ahmed等<sup>[12]</sup>探究了气流速度对钝体非预混火焰的点火稳定性、可燃极限和点燃概率的影响,采用OH-PLIF得到了火核的发展过程:点火成功后,初始火核先衰减,然后沿径向发展,气流速度的增大使得点火成功率降低。Read等<sup>[13-14]</sup>采用高速成像技术、PLIF对贫燃直接喷射燃烧室高空条件下的火焰传播过程进行研究。结果表明,燃烧室中的火焰发展过程大部分是由流场决定的,在点火成功的情况下,火核先被吹向下游,并向喷嘴的中心轴线方向运动,然后向上游运动,最终稳定在燃烧室头部,火核大小对点火结果没有影响。Chen等<sup>[15]</sup>对燃烧室点火过程进行了实验研究,结果表明,在点火成功条件下,火核首先向燃烧室下游发展,然后向燃烧室上游运动,火焰轨迹主要取决于燃料分布,并与初始液滴的雾化粒径存在一定的相关性。但是实验研究的测量耗费大,很难精确地揭示点火机理,精确度受设备和边界条件的影响。随着大规模并行计算能力的提升,利用数值方法对点火过程进行模拟成为

预测点火过程的一种重要方法<sup>[16-17]</sup>。国内外很多研究学者采用数值模拟的方法开展了相关研究。Hervo等<sup>[18]</sup>采用大涡模拟对燃烧室的煤油点火过程进行了数值模拟研究。结果表明,在火花放电的初始时刻,煤油蒸发后向火核内部移动,从而在较宽的当量比范围内燃烧,随后火核周围的液滴开始点燃,最终在液滴及流场的相互作用下运动到液滴浓度较高的位置。同时指出点火失败的主要原因:(1)火核在当量比较低的区域停留时间太长;(2)在气流作用下火核被吹到燃烧室下游。Soworka等<sup>[19]</sup>采用数值模拟的方法研究了贫油点火过程,并指出点火系统设计需要考虑点火位置、点火能量、火花持续时间及火核半径。Esclapez等<sup>[20]</sup>采用大涡模拟的方法,对部分预混燃烧的点火过程进行了模拟,确定了点火成功或失败的常见机制。结果表明,如果初始火核能够穿过内部回流区并且生长到一定尺寸,那么将会点火成功。而点火失败是由于在点火时,点火位置的局部混合阻碍了火核的形成或者较强的火焰湍流相互作用使火核吹散并最终导致猝熄。Philip等<sup>[21]</sup>采用增厚火焰模型对由十六个燃烧器组成的环形燃烧室的点火过程进行了大涡模拟,在模拟过程中可以清晰地看到五个点火过程。Lacaze等<sup>[22]</sup>采用LES耦合增厚火焰模型的方法计算了甲烷-空气射流火焰中的点火过程,结果表明数值模拟得到的四个火焰传播阶段与实验结果吻合较好。

国内外学者对燃烧室点火过程进行了很多研究,点火位置对燃烧室的点火成功率和性能有着重要的影响,但是对于不同类型的燃烧室,其作用规律存在差异。Chen等<sup>[23]</sup>以预混旋流燃烧室为研究对象,采用数值模拟的方法探究火花位置对点火结果及火焰传播过程的影响。湍流模型采用RANS,燃烧模型采用ED涡扩散模型,结果表明,最佳点火位置位于滞留点,即再循环区与中心喷射的交界位置。Fu等<sup>[24]</sup>研究了点火位置对中心分级燃烧室的地面启动点火性能的影响,结果表明,点火位置对点火边界无显著影响,随着燃烧室进气压降的增加,点火油气比先减小后增加。Neophytou等<sup>[25]</sup>采用直接数值模拟

(DNS)研究液滴大小,液滴速度,点火位置及湍流强度对点火及火焰传播的影响,以边缘火焰位移速度来分析火焰传播。结果表明,如果点火位置有足够的燃料蒸汽就会产生火焰,火花散发的热量使液滴迅速蒸发,即使点火位置远离喷嘴也能够点火成功。Jones 等<sup>[26]</sup>使用 LES-PDF 方法模拟了火花大小及点火位置对燃烧室点火过程的影响,结果表明,火花大小是影响燃烧室点火的重要因素,点火位置位于回流区以外时,火核容易被吹熄,当点火位置位于回流区内时(负速度区),则更容易形成稳定点火源。

本文以中心分级燃烧室为研究对象,研究了不同点火位置对火焰传播的影响机制。采用试验的方法对某一点火位置的火焰传播过程进行研究,并与数值模拟结果进行对比,采用数值模拟方法研究了不同点火位置的火焰传播路径,得到不同点火位置对火焰传播的影响。

## 2 试验系统及数值计算方法

### 2.1 试验系统与测量方法

本文试验系统简图如图1所示,主要包括供气系统、供油系统及测量系统。供气系统采用容积式螺杆压缩机并配有干燥装置,最大压力为1.2MPa,最大流量为2.5kg/s,采用电动调节阀进行气量调节,同时采用孔板流量计测量空气流量,测量误差<0.63%;供油系统由变频电机、油泵及电动调节阀等组成,采用质量流量计测量燃油流量,测量误差为±0.1%;实验采用高速相机监测点火及火焰传播过程,相机分辨率为880×776,采样频率为10kHz。本文所采用的中心分级模型燃烧室及旋流器结构如图2所示<sup>[27]</sup>,几何原点位于旋流器出口截面的中心位置。头部采用三级旋流器结构,第一级为斜切孔旋流器,第二级和第三级采用径向旋流器。点火时只有预燃级供油(RP-3煤油),点火器选用航空发动机专用高能点火器 DHZ22,点火能量2~3J。实验所采用的边界条件为:当量比为0.29,其中燃油质量流量为0.56g/s,空气质量流量为0.0282kg/s,燃料及空气温度均为293.15K,压力为101kPa。

### 2.2 数值计算方法

文中采用 Fluent 对不同点火位置的火焰传播过程进行研究,计算方法如下:首先采用 RANS 方法获取燃烧室的冷态时均流场,压力及速度采用 Couple 算法进行耦合,组分、能量方程采用二阶迎风格式离散;在 RANS 基础上通过 LES 获取点火前的冷态瞬时流场,湍流亚格子模型采用考虑壁面粘性对流动影

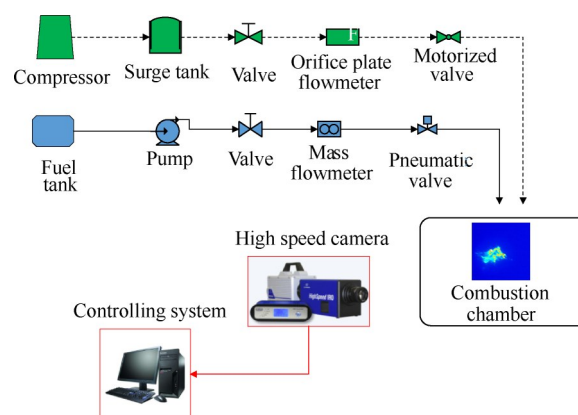


Fig. 1 Schematic of the experimental setup

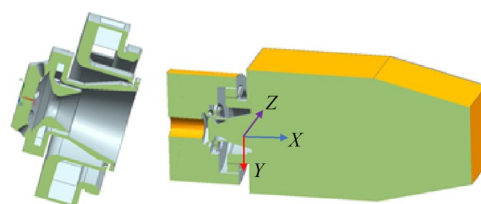


Fig. 2 Structures of internally-staged burn combustor and swirler

响的 WALE 模型<sup>[28]</sup>;由于点火过程较为复杂,在湍流流动与化学反应的相互作用下存在多种燃烧方式共存的情况,本文选用动态增厚火焰模型对火焰传播过程进行模拟。点火模式采用模拟火花放电的形式来实现,点火能量6J,火花持续时间3ms,火核半径5mm。

增厚火焰模型是由 Butler 等<sup>[29]</sup>提出,其基本思想是利用增厚系数  $F$  增大各反应组分的扩散系数,同时降低化学反应 Arrhenius 常数,从而在保证层流火焰传播速度不变的情况下,使得火焰面厚度增加  $F$  倍,保证火焰前锋内包含足够的网格节点,从而达到大涡模拟可以求解的尺度。动态增厚火焰模型是增厚系数在火焰面处有效( $F>1$ ),而在火焰面之外的地方  $F=1$ ,采用类 Arrhenius 公式构造火焰探测函数  $\Omega$  对燃烧区域进行划分,即

$$\Omega = (y_F)^a (y_O)^b \exp\left(-\Gamma \frac{E}{RT}\right) \quad (1)$$

式中  $y_F, y_O$  分别为燃料及氧气的质量分数; $a, b$  为指数因子; $E$  为化学反应活化能; $\Gamma$  为调整活化能的系数,一般  $\Gamma < 1$ ,从而探测函数  $\Omega$  可以捕捉到更大的反应范围,这里取0.8。

增厚系数  $F$  定义为

$$F = 1 + (F_{\max} - 1) \tanh\left(\gamma \frac{\Omega}{\Omega_m}\right) \quad (2)$$

$$F_{\max} = \max\left(\frac{n\Delta_{\text{mesh}}}{\delta_1}, 1\right) \quad (3)$$

式中 $\gamma$ 为控制增厚区与非增厚区之间过渡快慢的参数,本文取 $\gamma = 0.5$ ;  $n$ 为网格节点数,本文取 10;  $\delta_1$ 为层流火焰厚度;  $\Omega_m$ 为探测函数最大值;  $\Delta_{\text{mesh}}$ 为网格尺度。

但是由于火焰厚度增加,小尺度脉动的作用会减弱,因此引入效率函数 $E$ 来进行平衡<sup>[30]</sup>。

$$E = \frac{\Xi_{\Delta}(\delta_1^0)}{\Xi_{\Delta}(\delta_1^1)} \quad (4)$$

褶皱系数为

$$\Xi_{\Delta} = 1 + \alpha \Gamma_1 \left( \frac{n\Delta_{\text{mesh}}}{\delta_1}, \frac{u_{\Delta}'}{s_1} \right) \frac{u_{\Delta}'}{s_1} \quad (5)$$

式中 $\alpha$ 为模型常数,  $s_1$ 为层流火焰速度,  $u_{\Delta}'$ 为亚网格尺度速度脉动。

2.3 网格处理

采用 ICEM 软件对燃烧室进行网格划分, 网格由四面体及六面体组成, 为了验证网格精度达到要求, 对不同网格数 ( $1.8 \times 10^6$ ,  $2.8 \times 10^6$ ,  $4.8 \times 10^6$ ) 的燃烧室进行冷态模拟, 图 3 为轴向速度在旋流器下游 ( $X = 35\text{mm}$ ) 截面处的速度分布。可以看出, 网格数  $2.8 \times 10^6$  所计算的流场与网格数  $4.8 \times 10^6$  所得到的结果较为接近, 因此为了保证结果准确性及减少计算量, 本文选取网格数  $2.8 \times 10^6$  进行数值模拟计算。

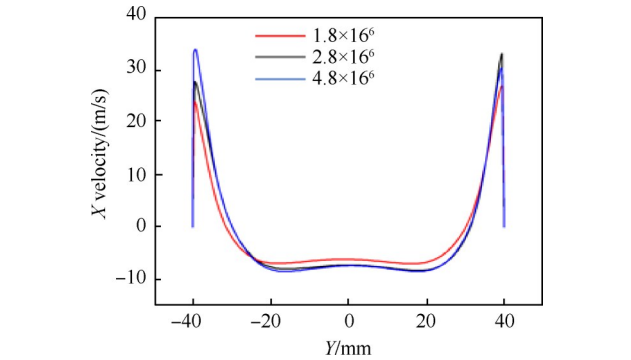


Fig. 3 Axial velocity at  $X=35\text{mm}$

3 结果和讨论

3.1 冷态流场分析

图 4 为采用数值模拟得到的燃烧室中心截面流场结果。可以看出, 由于外侧旋流器的作用, 在旋流器出口存在较大的主回流区, 另外在喷嘴出口附近及燃烧室角位置分别存在较小的唇口回流区及角回流区, 此结果与试验结果较为一致<sup>[27]</sup>。图 5 为不同位置的轴向速度分布, 可以看出  $X=25\text{mm}$  及  $X=35\text{mm}$  的

回流区宽度相差不大, 前者的轴向负速度小于后者,  $X=55\text{mm}$  的回流区宽度较窄, 轴向负速度较大。

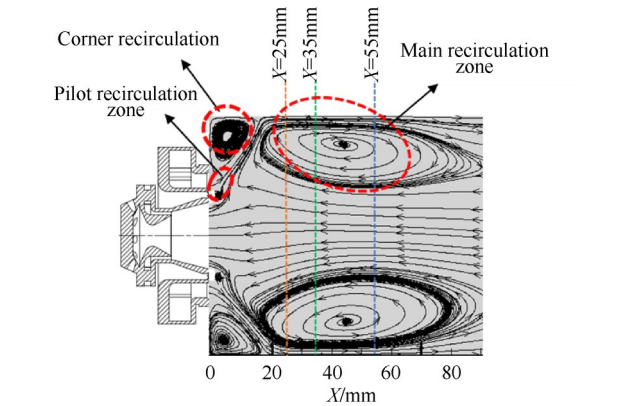


Fig. 4 Mean velocity field in the center plane of cold flow

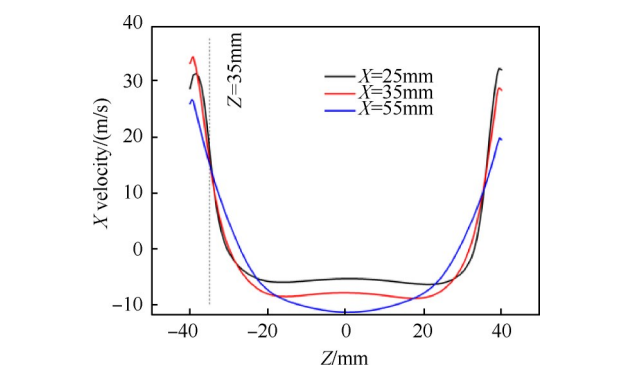


Fig. 5 Axial velocity distribution at various positions

3.2 点火过程研究

实验选择的点火位置位于主回流区边缘中游, 采用高速相机对火焰传播过程进行拍摄, 同时采用动态增厚火焰模型对该过程进行数值模拟, 边界条件与试验工况相一致, 将模拟结果与实验结果进行比较确定数值模拟的准确性。

图 7 给出了过点火位置  $B$  中心截面的火焰扩散过程的二维图。图 6(a) 是基于动态增厚模型得到的模拟结果, 图 6(b) 是采用高速相机记录的火焰发展过程。由数值模拟结果可以看出, 火花放电后, 火核沿轴向逐渐被拉伸, 在点火 3ms 后, 火焰传播至燃烧室的中心附近 ( $35\text{mm}, 0\text{mm}, 0\text{mm}$ ); 4ms 后传播至与点火位置相对的一侧 ( $35\text{mm}, 0\text{mm}, 35\text{mm}$ ) 并向燃烧室头部传播; 在点火 7ms 后, 靠近燃烧室头部中心的温度开始升高并逐渐向周围扩散; 在点火 12ms 后, 火焰引燃燃烧室头部并逐渐向下游传播。火焰在传播过程中呈锥形, 满足火焰稳定的余弦定理, 在点火 16ms 之后, 火焰基本上充满整个回流区, 最终点火成功。可以看出, 动态增厚火焰模型得到的火焰传播路径与试验结果较为一致, 火焰大小也基本吻合, 仅

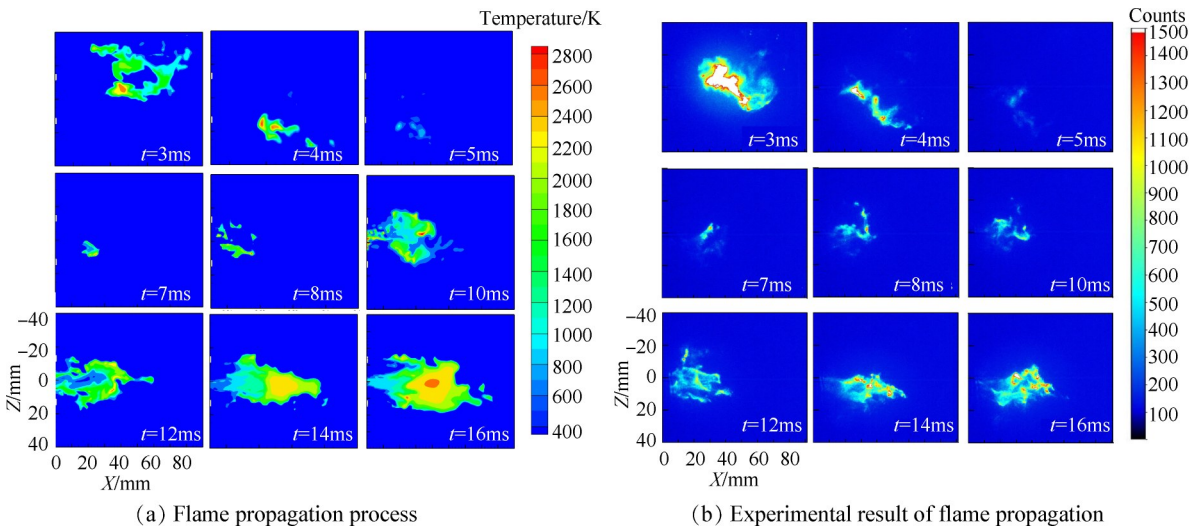


Fig. 6 Instantaneous images of an ignition event

在火焰形状与实验结果有所差别,这可能是由于燃油分布的细微差距引起的<sup>[31]</sup>。即动态增厚火焰模型可以相对准确地模拟火焰传播过程。

3.3 点火位置的研究

3.3.1 点火位置的选择

点火位置的选择是决定点火能否成功的关键因素之一,对于航空发动机燃烧室,由于燃烧室中心温度较高,因此为防止点火器被烧蚀,点火位置径向位置变化范围不大,一般设计在距离燃烧室壁面 2~5mm 内,而轴向位置变化较大,因此有必要开展点火器轴向位置变化对点火过程影响的研究,从而得到不同点火位置的火焰传播机制,为燃烧室点火位置设计提供理论指导。本节采用动态增厚火焰模型研究了不同点火位置的火焰传播过程,点火位置示意图如图 7 所示,分别位于主回流区边界的上游(A)、中游(B)、下游(C)及燃烧室中心位置(回流区下游D),点火结果如表 1 所示。

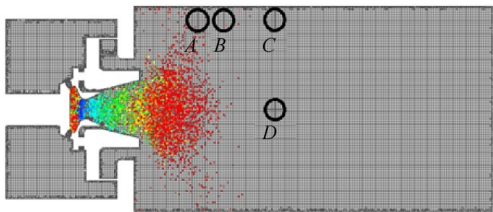


Fig. 7 Distribution of ignition position in a mid-plane

3.3.2 火焰传播过程分析

位置 A 的火焰传播过程如图 8 所示,图中分别显示了过点火位置中心截面、旋流器下游  $X=25\text{mm}$  及旋流器下游  $X=35\text{mm}$  截面处的温度随时间的变化,同时显示了各截面上的流线分布。由于点火位置位于主回流区上游,燃油浓度相对较高,在流场的作用下,

Table 1 Ignition conditions and results

| Ignition position<br>(X,Y,Z)/mm | Time of<br>ignition<br>duration/ms | Ignition<br>energy/J | Radial<br>of flame<br>kernel/mm | Result  |
|---------------------------------|------------------------------------|----------------------|---------------------------------|---------|
| A(25,0,-35)                     | 3                                  | 6                    | 5                               | Success |
| B(35,0,-35)                     | 3                                  | 6                    | 5                               | Success |
| C(55,0,-35)                     | 3                                  | 6                    | 5                               | Failure |
| D(55,0,0)                       | 3                                  | 6                    | 5                               | Success |

高温燃气向下游  $X=25\text{mm}$  及  $X=35\text{mm}$  截面运动,同时沿两截面周向传播。点火 5ms 后,  $X=25\text{mm}$  截面中心附近温度逐渐升高,但是  $X=35\text{mm}$  截面温度逐渐降低。这是由于该截面燃油浓度相对较低,气流速度相对较大,由于热对流产生的热损失高于燃油热释放量,导致火焰温度逐渐降低。点火 6ms 后,  $X=25\text{mm}$  截面中心高温区逐渐增大,同时火焰传播至唇口回流区及角回流区附近。由于回流区内部的高温气体能够提供煤油燃烧所需要的热量,在点火 8ms 后,火焰传播到燃烧室头部并向下游传播,在 10ms 后火焰基本稳定在燃烧室头部。可以得出火焰传播路径:点火初始时刻,火核在流场的作用下先向下游传播,同时火焰在各截面沿周向运动,并逐渐被气流卷吸至截面中心,运动到回流区的火焰逐渐向周围扩散,并在轴向负速度的作用下向头部传播,最终达到稳定燃烧。

位置 B 的火焰传播过程如图 9 所示,图中分别显示了过点火位置的中心平面、旋流器下游  $X=25\text{mm}$  及旋流器下游  $X=35\text{mm}$  截面处的温度随时间的变化,同时显示了各截面上的流线分布。可以看出在点火 3ms 后,  $X=35\text{mm}$  截面火焰已经到达中心位置,即火焰传播到中心位置所需的时间少于 A 点到达所需要的

时间,这主要是由于点火位置位于回流区边缘的中心位置,该位置的卷吸能力高于回流区上游位置,点火 5ms 后,在流场的作用下, $X=35\text{mm}$  截面中心温度升高,其区域温度高于 A 点的温度。这是由于点火位置靠近回流区中心时,缩短了火焰向下游的传播时间,从而火焰传播到 35mm 截面的时间 $<5\text{ms}$ ,随后火焰在该截面扩散使得该区域温度高于 A 点对应的高温区。点火 6ms 后,火焰传播到主回流区,并有部分火焰到达了燃烧室头部的中心位置,此区域燃油浓度较高,点火 8ms 后,火焰迅速的传播至燃烧室头部,其高温区面积大于 A 点对应的面积,这主要是由于位

于燃烧室中心具有较大的轴向负速度,火焰在流场的作用下快速地运动至燃烧室头部造成的;对于  $X=35\text{mm}$  截面,火焰由边缘卷吸至中心后熄灭,这是由于传播至该截面的火焰使得液滴热释放量低于热对流产生的热损失,点火 8ms 后,该截面燃油被头部传下来的火焰引燃,这是由于头部传播的火焰能量较高足以引燃周围的燃油。

位置 C 的点火过程如图 10 所示,图中分别显示了过点火位置的中心平面、旋流器下游  $X=25\text{mm}$  及旋流器下游  $X=35\text{mm}$  截面处的温度随时间的变化,同时

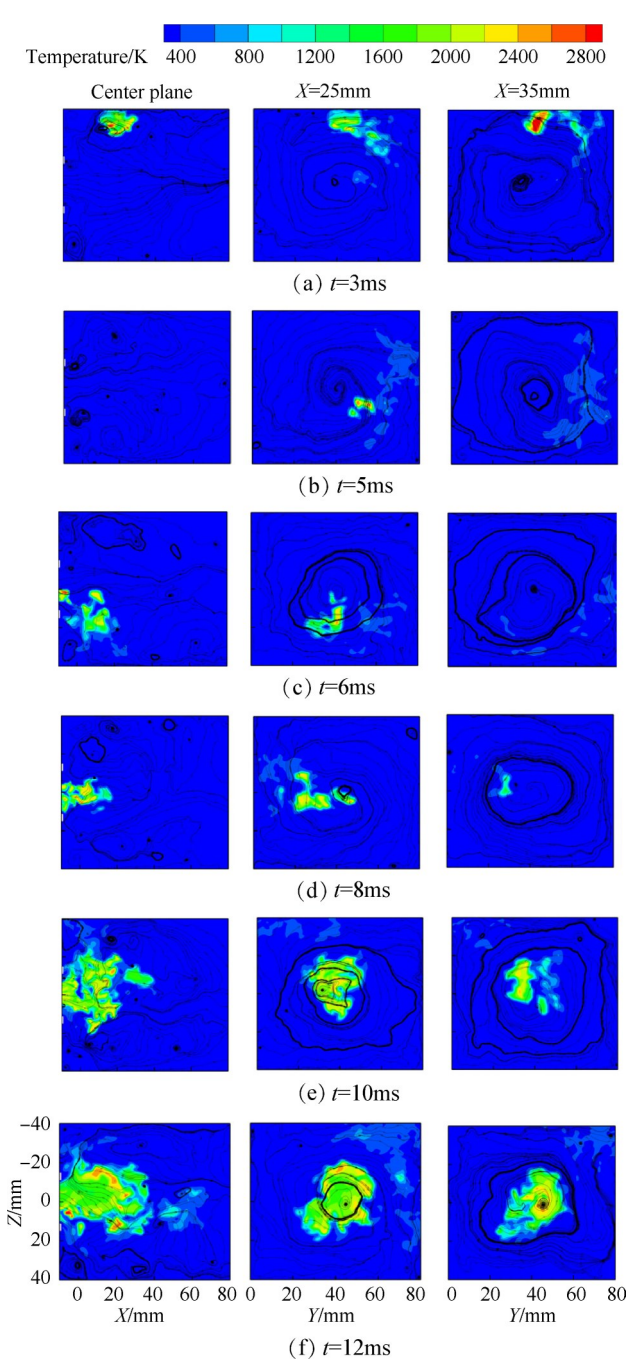


Fig. 8 Flame propagation of ignition position A

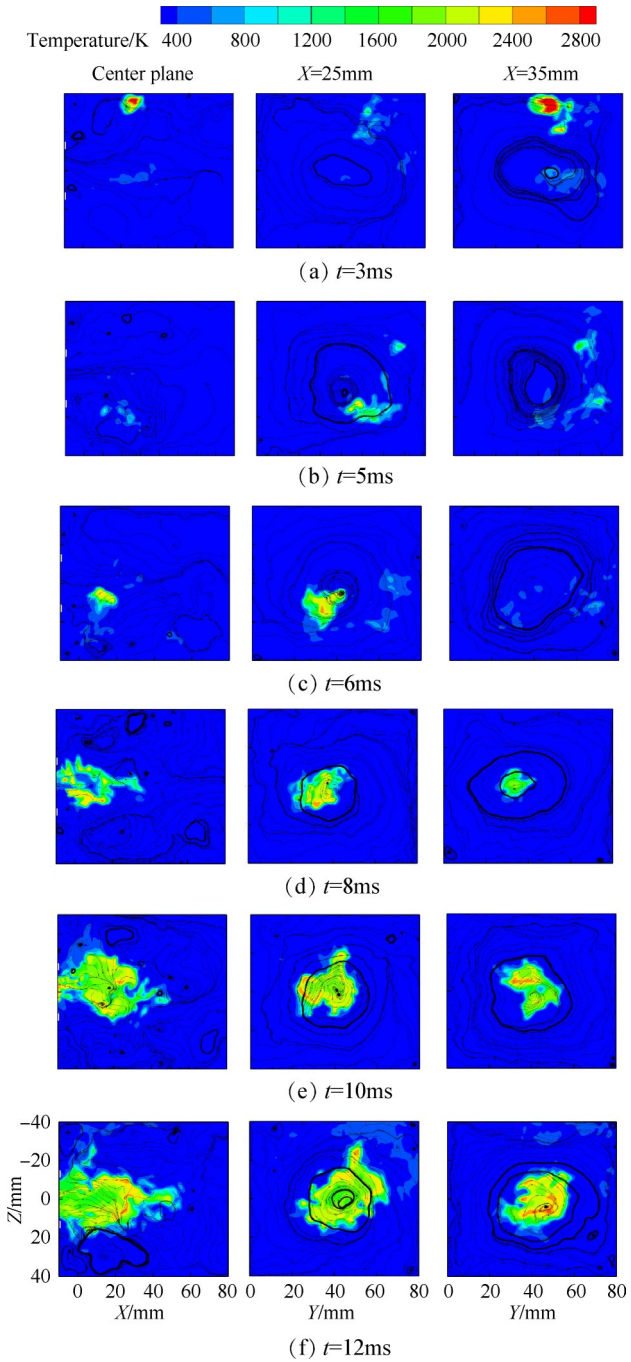


Fig. 9 Flame propagation of ignition position B

显示了各截面上的流线分布。火核位于回流区下游,随着火花能量的堆积,燃油蒸发并开始燃烧。点火3ms后,在气流的作用下, $X=25\text{mm}$ 及 $X=35\text{mm}$ 截面火焰沿燃烧室周向运动,在回流的作用下被卷吸进入燃烧室中心,但是温度较低,这是因为点火位置所对应的回流区宽度较窄,当火焰达到 $X=25\text{mm}$ 截面中心时消耗过多的热量,该截面温度较低,另外火焰在较大的轴向负速度作用下向燃烧室上游传播,使得热量进一步降低。在点火5ms后,火焰到达燃油浓度较高的燃烧室头部附近时,火焰温度较低不足以引燃周围燃油,因此点火失败。

为了进一步研究回流区下游点火成功的关键,选取燃烧室中心位置(回流区下游)进行点火研究,位置示意图如图7中D点。位置D的点火过程如图11所示,图中分别显示了过点火位置的中心平面、旋流器下游 $X=25\text{mm}$ 及旋流器下游 $X=35\text{mm}$ 截面处的温度随时间的变化,同时显示了各截面上的流线分布。点火位置位于燃烧室的中心位置,点火3ms后,火焰在轴向负速度的作用下迅速向上游传播并

到达 $X=25\text{mm}$ 截面,点火5ms后,火焰已经到达燃烧室头部并稳定燃烧。与位置C相比,点火位置位于燃烧室中心时,该截面的燃油热释放量较大,火焰在气流的作用下向头部传播,尽管存在热量损失,但是传播到燃烧室上游位置的温度仍较高,从而点火成功。因此认为点火位置位于回流区下游时,火焰传播到燃烧室中心截面并具有较高的热释放率是点火成功的关键。

对比四个点火位置的火焰传播过程,可以发现火焰传播主要依赖于流场的作用,火焰在气流的作用下向下游传播,同时沿截面进行周向传播,运动到燃烧室中心的火焰在轴向负速度的作用下向燃烧室

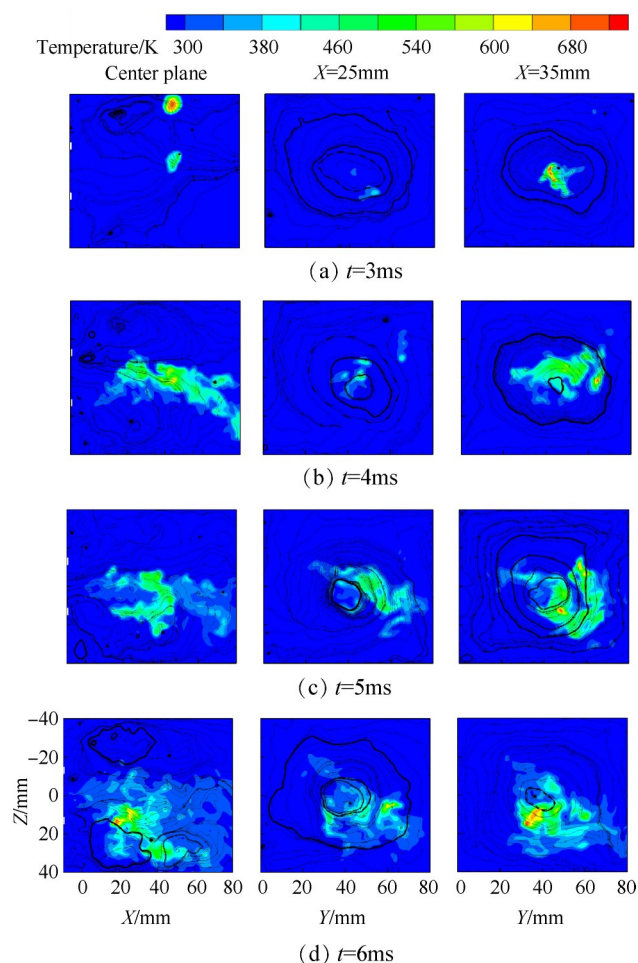


Fig. 10 Flame propagation of ignition position C

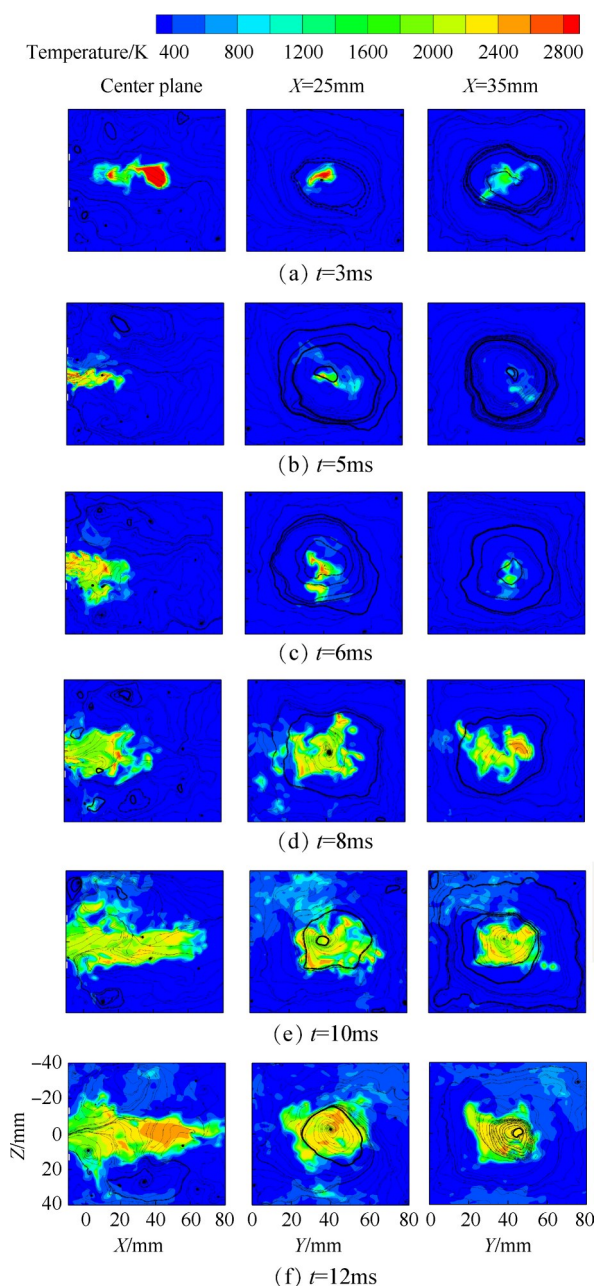


Fig. 11 Flame propagation of ignition position D

头部传播,并最终达到稳定燃烧。不同点火位置的火焰传播路径相差不大,但是达到稳定燃烧所需要的时间有所差距。当点火位置靠近回流区边缘中游时,火焰向下游的传播时间较短,从而缩短了火焰在燃烧室头部稳定所需要的时间,其点火成功的关键是高温火焰传播到燃烧室头部富油区,当点火位置位于回流区下游时,点火成功的关键是火焰传播到该截面中心位置并具有较高的温度。

图 12 为燃烧室点火过程三维温度等值线图( $T=1800\text{K}$ ),可以更直观地观察火焰动态传播过程。由于点火位置的流场结构及燃油浓度分布不同,初始时刻的火焰形状有差别。从燃烧室出口看,矢量速

度均呈逆时针方向。在火花放电时间内(点火 3ms 内),火焰体积迅速增大,并向着燃烧室头部及下游区域运动,其中位置 *B* 和位置 *C* 的火焰扩散范围比位置 *A* 大,这是由于该位置位于回流区边缘的中下游,较大的流场速度使得火焰快速的向周围传播。点火 6ms 后,火焰被气流撕裂,对于位置 *A*,几乎全部火焰都向燃烧室头部运动,在 7ms 时到达燃烧室中心,随后火焰向燃烧室头部及下游传播,在 10ms 时稳定在燃烧室头部中心位置。位置 *B* 的火焰被气流撕裂后,部分火焰向燃烧室出口流动,大部分火焰向头部运动,点火 6ms 后到达主回流区,此区域的火焰在流场的作用下(燃烧室尾部看去为逆时针方向)向燃烧室中心及下游传播,在 8ms 时到达燃烧室中心位置,在 9ms 后稳定在燃烧室头部。位置 *C* 的火焰扩散至燃烧室中心,由于火焰热释放量低于对流换热的热损失,火焰逐渐熄灭。对于位置 *D*,点火位置位于燃烧室中心,初始火核在流场的作用下迅速向燃烧室头部运动,在 5ms 时到达燃烧室头部,6ms 后火焰可以稳定在燃烧室头部,燃烧室达到稳定燃烧所需要的时间明显减小。综上可以看出,点火位置位于回流区边缘不同区域时,火焰传播路径相差不大,但是会影响火焰稳定至燃烧室头部的时间,点火位置位于回流区边缘中游时达到稳定燃烧所需要的时间最短。

4 结 论

本文研究了点火位置对火焰传播过程的影响,主要结论如下:

(1)冷态流场的模拟结果表明,在流场中存在主回流区、唇口回流区及角回流区,这些结构对火焰传播具有不同的作用。

(2)采用动态增厚火焰模型计算得到的模拟结果表明,在流场的作用下,火核首先在燃油浓度较高的周向进行传播,同时沿轴向向下游传播,当运动到回流区尾部时开始向头部传播,最终火焰稳定在燃烧室头部,火焰传播路径及火焰形状与实验结果吻合较好。

(3)采用动态增厚火焰模型对不同点火位置的火焰传播过程进行模拟,结果表明,运动至燃烧室中心的火焰在轴向负速度的作用下可以快速地传播至头部,点火位置位于回流区边缘中游时可以缩短火焰传播至燃烧室头部的时间,其点火成功的关键是高温火焰传播到燃烧室头部富油区,当点火位置位于回流区下游时,点火成功的关键是火焰传播到该截面中心位置并具有较高的温度。

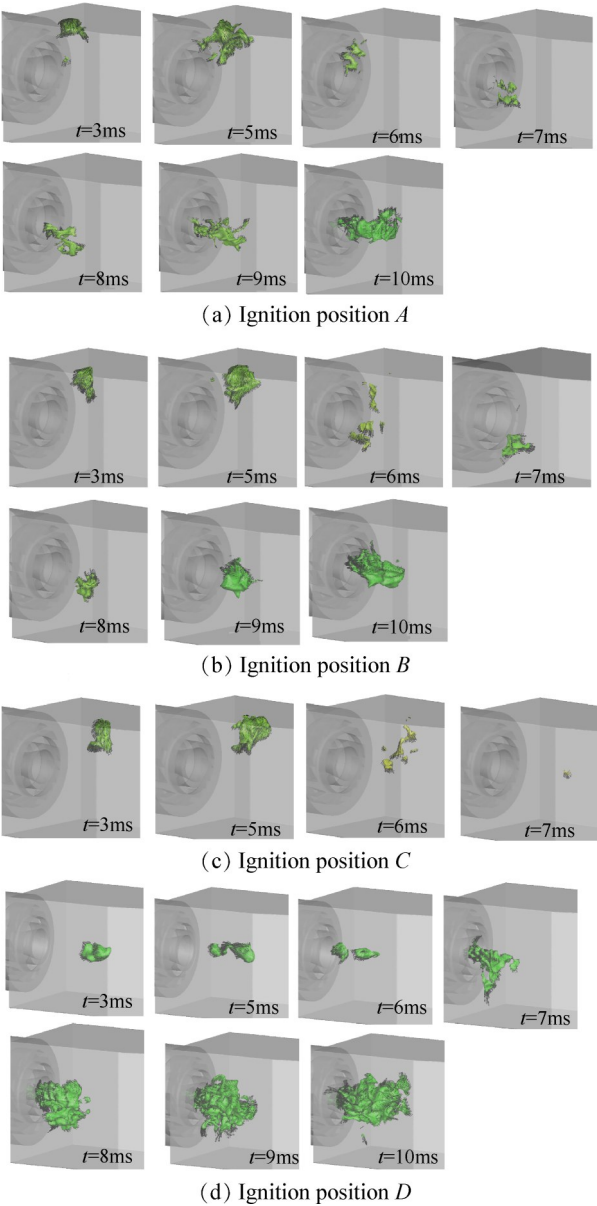


Fig. 12 Time evolution of the flame kernel for four ignition events. The figures present instantaneous iso-surfaces of the temperature 1800K (green color) and velocity vector

致谢:感谢国家科技重大专项基金及中国科学院青年创新促进会的资助。

## 参考文献

- [1] 赵坚行. 民用发动机污染排放及低污染燃烧技术发展趋势[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 986-996.
- [2] 彭云晖, 许全宏, 张弛, 等. 我国大飞机发动机低污染燃烧室发展考虑[C]. 深圳: 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会学术年会, 2007.
- [3] Tacina R, Wey C, Laing P, et al. Sector Tests of a Low  $\text{NO}_x$  Lean-Direct-Injection, Multipoint Integrated Module Combustor Concept[R]. *ASME GT* 2002-30089.
- [4] Robert T, Mansour A, Partelow L, et al. Experimental Sector and Flame-Tube Evaluations of a Multipoint Integrated Module Concept for Low Emission Combustors[R]. *ASME GT* 2004-53263.
- [5] Lazik W, Doerr T, Bake S, et al. Development of Lean-Burn Low- $\text{NO}_x$  Combustion Technology at Rolls-Royce Deutschland[R]. *ASME GT* 2008-51115.
- [6] Rosfjord T J, Padget F C. Experimental Assessment of the Emissions Control Potential of a Rich/Quench/Lean Combustor for High Speed Civil Transport Aircraft Engines[R]. *NASA-CR*-210613, 2001.
- [7] 李杰. 富油燃烧-猝熄-贫油燃烧燃烧室技术分析[J]. 航空发动机, 2011, 37(2): 51-53.
- [8] 刘静, 肇俊武. 国外民用航空发动机低污染燃烧室的发展[J]. 航空发动机, 2012(4): 11-16.
- [9] Kobayashi M, Ogata H, Oda T, et al. Improvement on Ignition Performance for a Lean Staged Low  $\text{NO}_x$  Combustor[R]. *ASME GT* 2011-46187.
- [10] Marrero-Santiago J, Verdier A, Brunet C, et al. Experimental Study of Aeronautical Ignition in a Swirled Confined Jet-Spray Burner[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2018, 140(2): 1-11.
- [11] 王延胜, 林宇震, 李林, 等. 中心分级燃烧室点火性能试验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(1): 98-104. (WANG Yan-sheng, LIN Yu-zhen, LI Lin, et al. Experimental Investigation on Ignition Performance of Internally-Staged Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(1): 98-104.)
- [12] Ahmed S F, Balachandran R, Mastorakos E. Measurements of Ignition Probability in Turbulent Non-Premixed Counterflow Flames[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(1): 1507-1513.
- [13] Read R W, Rogerson J W, Hochgreb S. Flame Imaging of Gas-Turbine Relight[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(9): 1916-1927.
- [14] Read R W, Rogerson J W, Hochgreb S. Relight Imaging at Low Temperature, Low Pressure Conditions[R]. *AIAA* 2008-0957.
- [15] Chen J, Li J Z, Li Y. Effects of Inlet Pressure on Ignition of Spray Combustion[J/OL]. *International Journal of Aerospace Engineering*, doi.org/10.1155/2018/3847264, 2018.
- [16] Gicquel L Y M, Staffelbach G, Poinot T. Large Eddy Simulations of Gaseous Flames in Gas Turbine Combustion Chambers[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2012, 38(6): 782-817.
- [17] Zhao D M, Xia Y F, Ge H W, et al. Simulations of Flame Propagation During the Ignition Process in an Annular Multiple-Injector Combustor[J]. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2019, 29(6): 1947-1964.
- [18] Hervo L, Senoner J M, Biancherin A, et al. Large-Eddy Simulation of Kerosene Spray Ignition in a Simplified Aeronautic Combustor[J]. *Flow Turbulence and Combustion*, 2018, 101: 603-625.
- [19] Soworka T, Gerendas M, Eggels R L G M, Numerical Investigation of Ignition Performance of a Lean Burn Combustor at Sub-Atmospheric Conditions[R]. *ASME GT* 2014-25644.
- [20] Esclapez L, Riber E, Cuenot B. Ignition Probability of a Partially Premixed Burner Using LES[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2015, 35(3): 3133-3141.
- [21] Philip M, Boileau M, Vicquelin R, et al. Large Eddy Simulations of the Ignition Sequence of an Annular Multiple-Injector Combustor[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2015, 35(3): 3159-3166.
- [22] Lacaze G, Richardson E, Poinot T. Large Eddy Simulation of Spark Ignition in a Turbulent Methane Jet[J]. *Combustion and Flame*, 2009, 156(10): 1993-2009.
- [23] Chen Nan, Li Jinghua. Simulation of Ignition Performance of KIAI Pre-Mixed Swirling Burner[C]. *Nanjing: The Sixth International Academic Conference for Graduates*, 2018.
- [24] Fu Z, Lin Y, Li J, et al. Experimental Investigation on Ignition Performance of LESS Combustor[R]. *ASME GT* 2011-45786.
- [25] Neophytou A, Mastorakos E, Cant R S. DNS of Spark Ignition and Edge Flame Propagation in Turbulent Droplet-

- Laden Mixing Layers[J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(6): 1071–1086.
- [26] Jones W P, Tyliczszak A. Large Eddy Simulation of Spark Ignition in a Gas Turbine Combustor[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2010, 85(3/4): 711–734.
- [27] Liu C X, Liu F Q, Yang J H, et al. Experimental Investigation of Spray and Combustion Performances of a Fuel-Staged Low Emission Combustor, Part 1: Effects of Main Swirl Angle[R]. *ASME GT* 2016–56530.
- [28] Nicoud F, Frédéric Ducros. Subgrid-Scale Stress Modeling Based on the Square of the Velocity Gradient Tensor[J]. *Flow Turbulence and Combustion*, 1999, 62(3): 183–200.
- [29] Butler T D, Orourke P J. A Numerical Method for Two Dimensional Unsteady Reacting Flows[J]. *Symposium on Combustion*, 1977, 16(1): 1503–1515.
- [30] Charlette F, Meneveau C, Veynante D. A Power-Law Flame Wrinkling Model for LES of Premixed Turbulent Combustion, Part II: Dynamic Formulation[J]. *Combustion and Flame*, 2002, 131(1/2): 181–197.
- [31] Guo S L, Wang J H, Wie X T, et al. Numerical Simulation of Premixed Combustion Using the Modified Dynamic Thickened Flame Model Coupled with Multi-Step Reaction Mechanism[J]. *Fuel*, 2018, 233: 346–353.

(编辑:史亚红)