

气体状态方程对正十二烷射流燃烧的影响

秦文瑾¹, 卢登标¹, 刘浩²

- (1. 上海理工大学 机械工程学院, 上海 200093;
2. 中国航天科技集团有限公司 中国运载火箭技术研究院
北京航天计量测试技术研究所, 北京 100076)

摘 要: 选取正十二烷作为航空煤油的替代燃料,应用大涡数值模拟方法和详细化学反应动力学相结合的方法对该燃料在超临界环境下的射流燃烧进行计算,研究其射流、燃烧及排放特性。重点考察了气体状态方程对射流形态、贯穿距、温度、混合分数等的影响。结果表明:理想气体和真实气体状态方程对仿真得到的射流贯穿距和宏观形态影响不大,而真实气体状态方程可以更好地反映在超临界环境下的液体燃料射流内部特征,如混合分数、温度;燃烧方面,仿真的点火延迟与实验存在 10% 的误差,火焰浮起长度、火焰形态、碳烟等均得到很好的预测,NO_x 与 OH 分布与温度场具有高度一致性。

关 键 词: 真实气体状态方程; 射流燃烧; 大涡模拟; 化学反应动力学; 正十二烷

中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Effects of gas state equation on n-dodecane jet combustion

QIN Wenjin¹, LU Dengbiao¹, LIU Hao²

- (1. College of Mechanical Engineering,
University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;
2. Beijing Aerospace Institute for Metrology and Measurement Technology,
China Academy of Launch Vehicle Tecnology,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: The n-dodecane was selected as an alternative fuel of aviation kerosene in this study. Its jet combustion characteristics under supercritical condition were studied by using large eddy simulation and detailed chemical reaction kinetics. The effects of gas state equations on jet morphology, penetration, temperature, and mixing fraction were also investigated. The simulation results showed that ideal gas and real gas state equations had negligible effect on the jet penetration and macroscopic shape, while the real gas state equation had advantage to reflect the liquid fuel jet characteristics under supercritical condition, such as mixing fraction and temperature. In terms of combustion, there was an error of 10% between the simulated ignition delay and the experiment, the flame lift-off length, flame shape and soot were also well predicted, and the distribution of NO_x and OH was highly consistent with the temperature field.

收稿日期:2019-07-10

基金项目:国家自然科学基金(51506118)

作者简介:秦文瑾(1981—),男,副教授、硕士生导师,博士,主要从事先进燃烧技术研究。

引用格式:秦文瑾,卢登标,刘浩. 气体状态方程对正十二烷射流燃烧的影响[J]. 航空动力学报,2020,35(1):66-74. QIN Wenjin, LU Dengbiao, LIU Hao. Effects of gas state equation on n-dodecane jet combustion[J]. Journal of Aerospace Power, 2020,35(1):66-74.

Key words: real gas state equation; jet combustion; large eddy simulation; chemical reaction kinetic; n-dodecane

随着石油资源的日益枯竭和环境问题的日趋严重,高效能和低排放成为先进航空发动机研发和设计必须考虑的重要因素。航空煤油在燃烧室内的喷射、混合、燃烧是极其复杂的三维湍流流动基础上的受控于化学反应动力学的湍流燃烧过程。航空煤油成分非常复杂,主要包括烷烃、环烷烃、芳香烃以及多环芳烃等,其烷烃分子的碳原子数主要在 10~16 之间,其燃烧化学反应更是包含了上百种组分以及上千步基元反应^[1],故研究者多采用某个或某几个代表性的烷烃作为航空煤油的替代燃料来研究其在燃烧室内的射流燃烧现象。由于正十二烷是航空煤油最主要和最重要的成分,也是航空煤油替代燃料常用的成分,因此,对正十二烷的射流燃烧特性进行研究具有重要的意义。

ECN(engine combustion network)^[2]团队对液体燃料(包括汽油、煤油、单组分烷烃等)的射流及燃烧进行了大量实验研究,并将实验数据库予以公开,为研究者们进行射流燃烧的仿真工作提供数据支撑。团队利用高速摄影技术记录了正十二烷射流燃烧瞬态过程^[3-4],并采用 Mie 散射和 Rayleigh 散射技术对冷态射流气相部分的混合情况进行了定量测量^[5],以及利用新的纹影图像处理方法表征冷焰的发生^[6]等。仿真方面,周磊基于大涡模拟和不同的差分格式,对比了不同柴油机工况、化学反应机理、环境氧浓度和环境温度下燃料射流燃烧特性,发现 MUSCL(monotonic upwind scheme for conservation law)差分格式即使在粗糙网格下也能很好地捕捉射流贯穿距和形态^[7]。Abianeh 采用 85 种组分的正十二烷骨架机理结合标准的 RNG(re-normalization group) $k-\epsilon$ 雷诺平均方法和动态结构大涡模拟方法,计算了正十二烷射流燃烧过程,发现大涡模拟能更准确地预测点火延迟^[8]。

另外,为了提高热效率,发动机燃烧室内环境温度和压力不断被提升,以至于超过了大部分环境气体和烃类燃料的临界温度和临界压力,因此,诸多机构学者针对超临界环境下的液体燃料射流、燃烧等做了大量研究,包括超临界条件下的对流换热^[9-10]、喷射^[11-12]以及单液滴蒸发^[13]等。解茂昭对正庚烷的超临界喷雾进行了模拟,发现 PR(Peng-Robinson)气体状态方程对超临界工况的计算优于 SRK(Soave-Redlich-Kwong)方程^[14]。

本文针对航空发动机燃烧室内液体燃料超临界射流燃烧现象,采用了大涡模拟和详细化学反应动力学相结合的方式研究其特性。为了体现超临界环境下分子间相互作用力的影响,本研究重点考虑了气体状态方程对仿真结果的影响,分析了液体燃料正十二烷的射流特性,以及燃烧与排放特性。

1 数值计算方法和物理模型

1.1 数值方法及边界条件

ECN 构建了边长为 108 mm 的立方体定容燃烧室,燃烧室设置有四个蓝宝石窗口,以构造光学通道,通过高速摄像机实现燃烧室内高瞬态的正十二烷液体射流和燃烧现象的客观记录,定容燃烧室如图 1 所示。

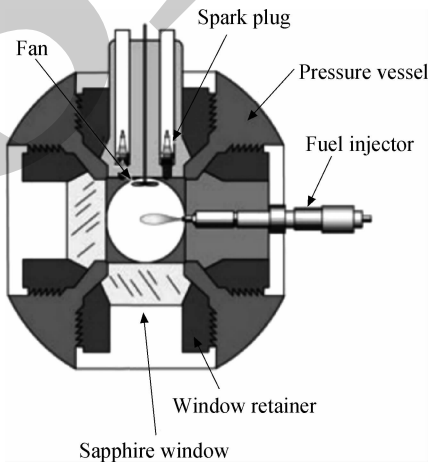


图 1 实验定容燃烧室

Fig. 1 Constant volume combustion chamber for experiment

本研究的模拟工作基于 ECN 实验展开,模拟对象及工况均严格按照实验进行。为了提高计算效率,计算采用了上底直径 40 mm、下底直径 80 mm、高 100 mm 的圆台形定容燃烧室,如图 2 所示。数值计算工作采用 CFD 软件 CONVERGE,采用自适应网格加密和局部网格固定加密相结合的策略来保证计算精度和计算效率,最小网格尺寸为 0.1 mm,最大网格数目为 400 万,计算网格如图 3 所示。计算边界条件严格按照 ECN 实验设置,采用单孔喷嘴,喷孔直径为 0.09 mm,燃油喷射脉宽 1.5 ms,总喷射质量为

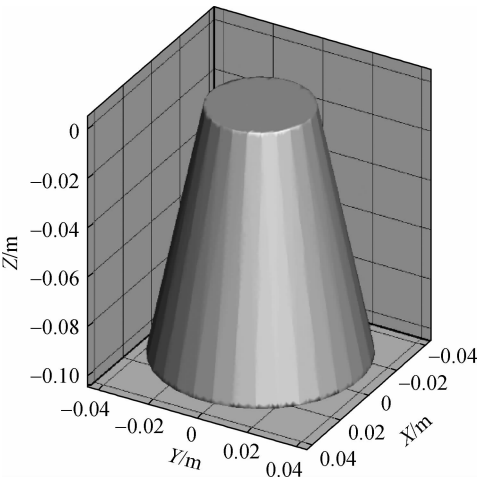


图 2 模拟定容燃烧室

Fig. 2 Constant volume combustion chamber for simulation

3.5 mg, 燃油温度为 363 K。算例设置如表 1 所示。两种工况均处于超临界环境(正十二烷的临界温度为 658.1 K, 临界压力为 1.82 MPa)。为了反映气体状态方程对超临界环境下液体燃料射流仿真结果的影响, 本研究考量了理想气体状态方

程和基于 RK(Redlich-Kwong)的真实气体状态方程。此外, 计算的数值求解器选取 PISO(pressure implicit split operator)算法。

1.2 物理模型

物理模型方面, 液体射流破碎模型选用 KH-RT(Kelvin-Helmholtz Rayleigh-Taylor)模型, 蒸发模型选用 Frossling 模型。在湍流方面, 由于大涡模拟方法基于空间过滤思想, 能够对湍流场结构的空间分布进行更有效的模拟, 可以高质量地捕捉大小涡团^[15], 故本研究湍流模型采用了基于动态结构的大涡模拟模型, 该模型没有将亚网格应力表示为亚网格湍动能的函数, 而不是亚网格黏性系数的函数, 避免了传统方法得到的不合理的黏性系数对仿真结果产生影响。化学反应方面, 本文选择了 Creckmodeling 的包含 130 种组分和 2 399 步基元反应的化学反应机理^[16]。由于本研究实验的反应机理基元反应数目较多, 且计算网格数目巨大, 本次计算共使用了 20 核来完成模拟工作, 计算总时长约 432 h。另外, 在燃烧产

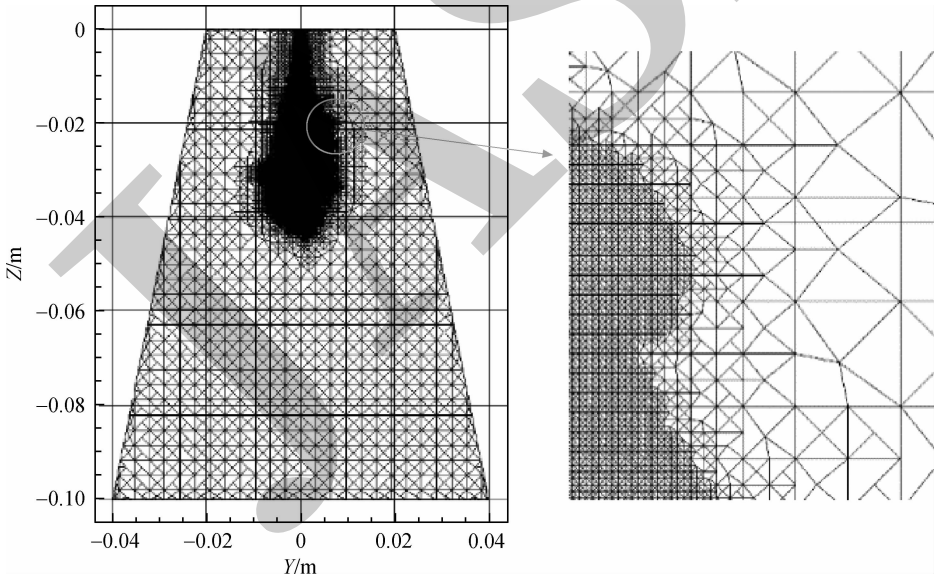


图 3 计算网格

Fig. 3 Computational mesh

表 1 算例边界条件
Table 1 Case boundary conditions

算例	气体状态方程	环境气体体积分数/%				背温/K	背压/MPa
		O ₂	N ₂	CO ₂	H ₂ O		
1	理想气体	0	89.71	6.52	3.77	889.2	6.05
2	RK	0	89.71	6.52	3.77	889.2	6.05
3	RK	15	75.15	6.23	3.56	889.2	5.92

物预测方面,本研究还采用了 Dalian 半经验碳烟模型^[17],该模型选用 C_2H_2 和多环芳香烃作为碳烟前驱物,可较好的预测碳烟颗粒的生成。在燃烧产物 NO_x 预测方面,采用扩充的 Zeldovich 机理。

为了正确描述流体的热力学行为,且对比不同气体状态方程对射流仿真的影响,本文分别考量了理想气体状态方程和真实气体状态方程的表现。

理想气体假定分子的大小如同质点一样,气体分子体积可忽略,且分子间不存在相互作用力。

理想气体状态方程:

$$\frac{p}{\rho} = \left(\frac{R}{W}\right)T \quad (1)$$

式中 p 为气体压强, ρ 为气体密度, R 为通用气体常数, W 为分子量, T 为气体的热力学温度。

与理想气体不同,真实气体分子未被看作简单质点,而是具有一定体积,且分子之间具有相互作用力。如两个真实气体分子间的距离大于平衡距离,且小于有效作用半径时,分子间存在互相吸引力,而当分子间距离小于平衡距离时,分子间又体现出强烈的排斥力。为了能够反映真实气体分子间存在的这种相互作用力,必须采用真实气体状态方程。立方型 RK 气体状态方程是常用的真实气体状态方程,能够比较准确地描述流体分子间分子作用力,常用来刻画烃类等非极性气体性质,具有较高的精度。

RK 气体状态方程为

$$p = \frac{RT}{v-b} - \frac{a}{v^2 + bv} \quad (2)$$

其中 RK 气体状态方程的系数为

$$a = \alpha_{rk} \frac{p_c v_c^2}{\sqrt{T_r}} \quad (3)$$

$$b = \beta_{rk} v_c \quad (4)$$

式中 α_{rk} 为分子间引力, β_{rk} 为分子体积, p_c 为临界压力, v_c 为临界体积, T_r 为对比温度。系数的附加定义为

$$v_c = \frac{RT_c}{p_c} \quad (5)$$

$$\alpha_{rk} = 0.42748 \quad (6)$$

$$\beta_{rk} = 0.08664 \quad (7)$$

$$f_{rk}(\omega) = 0.48 + 1.574\omega - 0.176\omega^2 \quad (8)$$

式中 T_c 为临界温度, ω 为偏心因子。

2 结果与讨论

液体燃料射流贯穿距对燃料燃烧有着重要的

影响,同时还对燃烧室结构设计有重要的指导性。本研究计算得到的非燃烧正十二烷射流液相和气相贯穿距与 ECN 的实验对比如图 4 所示。燃料喷射后,液相贯穿距快速增大,在达到喷射与蒸发的平衡后,液相贯穿距稳定在 10 mm 左右,采用两种气体状态方程得到的液相贯穿距差别不大。由于为非燃烧射流,气相贯穿距随着时间的推移持续增加,两种气体状态方程下的气相贯穿距差别同样并不明显。图 5 是采用两种状态方程得到的射流宏观形态与 ECN 高速摄像射流图像对比情况, Droplet radius 为液滴半径, $\omega_{NC_{12}H_{26}}$ 为正十二烷质量分数, t 为时间。可以发现,采用两种状态方程得到的射流形态均呈现出了强烈的高瞬态非对称特点,由于射流和环境气体间存在强烈相向剪切运动,使得正十二烷气相场存在着明显的涡团结构。模拟得到的射流整体宏观形态与 ECN 实验图像相比具有较高的一致性。

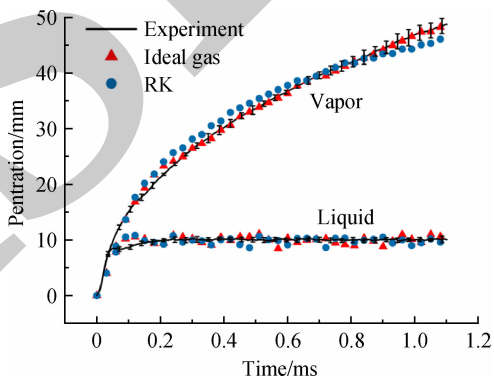


图 4 不同气体状态方程下的贯穿距

Fig. 4 Penetration under different gas state equation

图 6 和图 7 是计算得到的距离喷嘴出口 z 为 20 mm 和 30 mm 平面内正十二烷蒸汽温度和混合分数沿径向的分布与实验结果对比情况。由于液态燃料在容弹内蒸发作用,使得气相温度和混合分数在射流径向分布上呈现相反的变化规律,即正十二烷蒸汽浓度高的区域混合物温度较低。对比采用不同气体状态方程的仿真结果,可以发现采用 RK 方程得到的径向温度分布和混合分数分布更接近实验结果,即在超临界环境下,射流仿真必须考虑分子间相互作用关系,理想状态气体方程不再适用。实际射流呈现的强烈的瞬时性,其温度场、浓度场三维空间分布非对称性也被大涡模拟很好的捕获。从本次计算结果来看,采用两种不同气体状态方程得到的气相、液相贯穿距、射流整体形态与实验相比都具有较高的一致性。

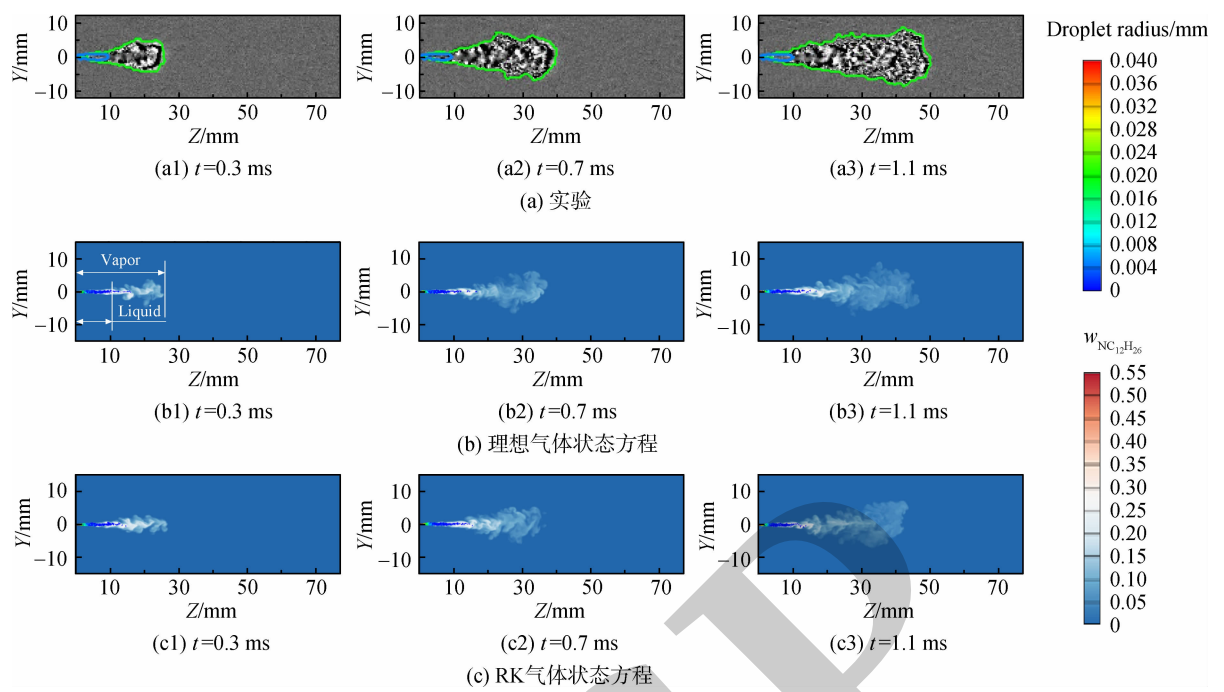


图 5 不同气体状态方程下的正十二烷质量分数和液滴半径分布

Fig. 5 Mass fraction of n-dodecane and droplet radius under different gas state equation

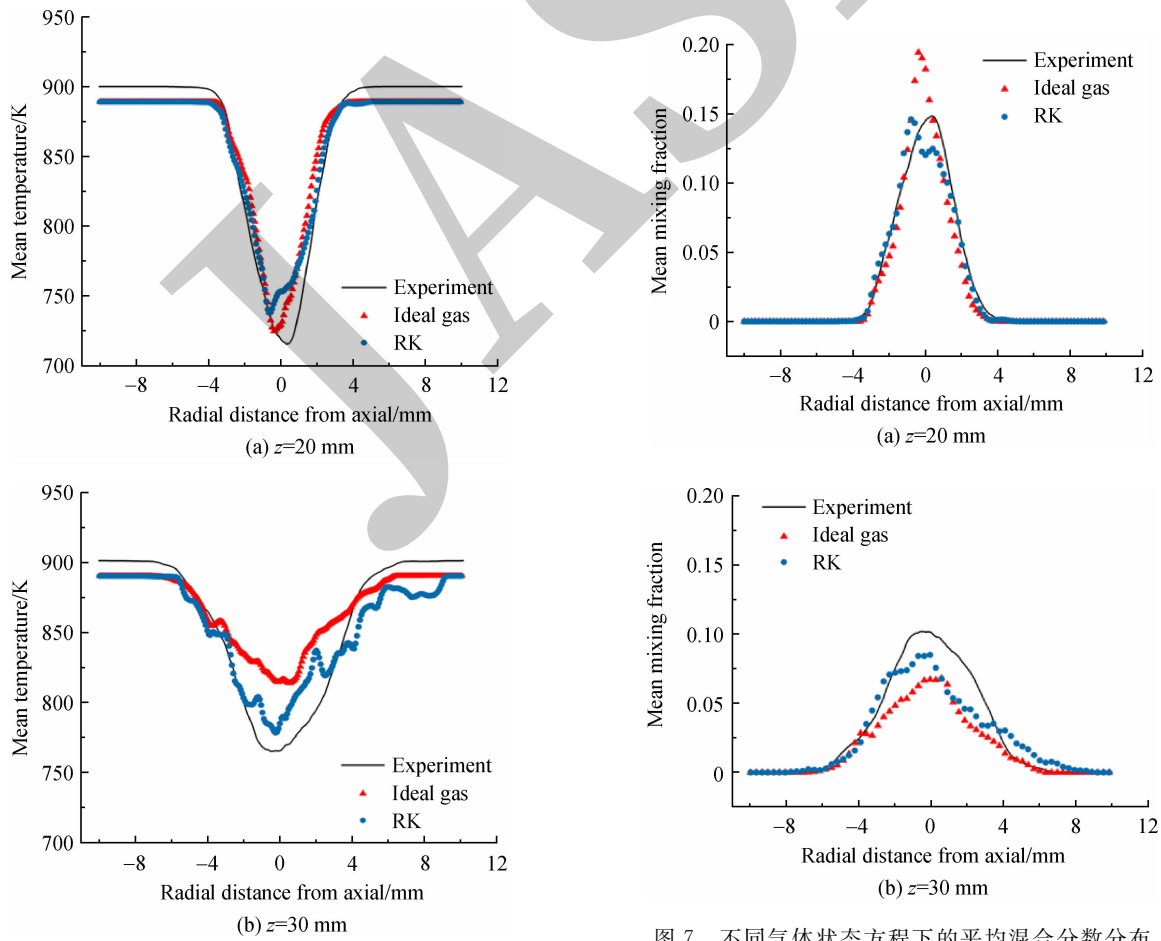


图 6 不同气体状态方程下的平均温度分布

Fig. 6 Mean temperature distribution under different gas state equation

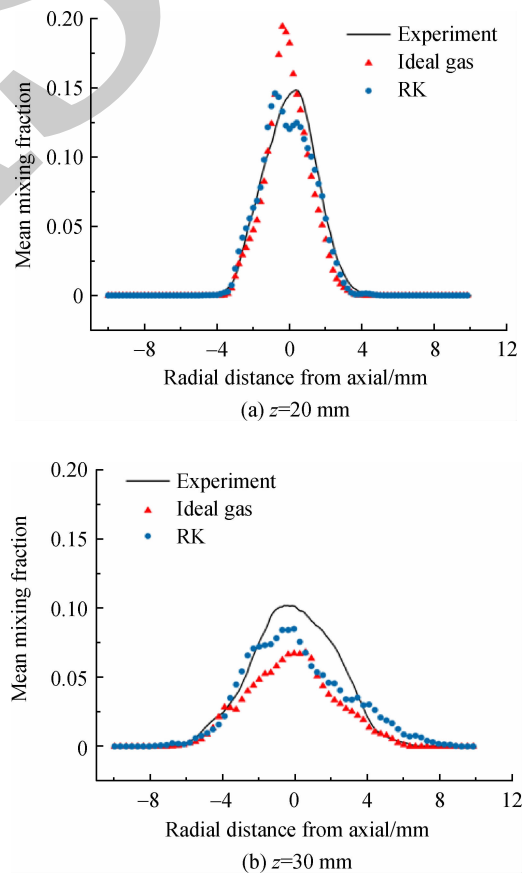


图 7 不同气体状态方程下的平均混合分数分布

Fig. 7 Mean mixing fraction distribution under different gas state equation

但从射流内部温度场以及浓度场的空间分布来看,真实气体状态方程能够更合理的刻画超临界环境下的燃料射流特点,分子间相互作用必须予以考虑。故在下文里关于超临界环境下射流燃烧的计算,气体状态方程采用 RK 方程。

为了更好地对燃油的射流燃烧现象进行合理预测,诸多学者提出了多个评价指标,其中,着火延迟和火焰浮起长度是对模拟结果有效性的重要评价指标。射流燃烧温度场配合 OH、CH₂O 等中间燃烧组分浓度可最直接形象的反映瞬时着火特征以及火焰形态特征。图 8 是 OH 质量、CH₂O 质量、温度随时间变化的曲线以及温度对时间的导数。高温着火延迟可定义为:温度达到 2000 K 的时刻,或温度的时间导数最大的时刻^[2]。在对温度曲线微分后发现,温度变化率存在两个峰值,分别在 0.335 ms 和 0.395 ms,综合两种点火延迟的定义来看,确定 0.395 ms 为最终的点火延迟。虽然模拟的点火延迟比 ECN 实验数据所给出的 0.44 ms 提前了 0.045 ms,存在着 10% 的误差,但是根据文献[7]来看,不同的反应机理之间存在着差异,且边界条件的差异可能导致结果存在误差。因此,10% 的误差在可接受的范围之内。从 OH、CH₂O 的变化趋势来看,在 0.395 ms 前后,OH、CH₂O 的质量产生了很大变化。在 0.395 ms,的质量出现峰值,标志着的质量积累到一定程度之后引起着火,随后,其质量开始下降,最终的产生与消耗达到平衡状态,在 35 μg 左右波动。OH 作为链式反应的开端,同样标志着着火时刻的出现,与 CH₂O 相反的是,OH 在着火之后才出现,从 0.41 ms 开始,其质量呈现出稳定且线性的上升趋势。

图 9 反映了在着火时刻,整个定容燃烧室内

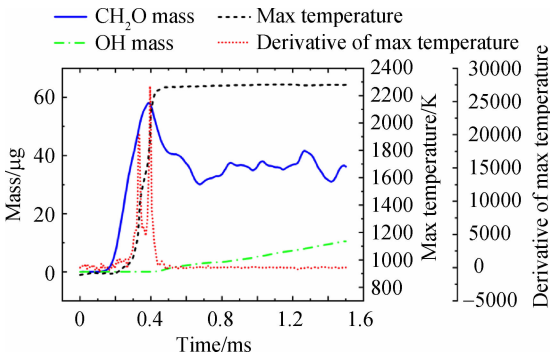


图 8 OH 质量、CH₂O 质量、最高温度随时间变化的曲线
Fig. 8 Time history of OH, CH₂O mass and max temperature

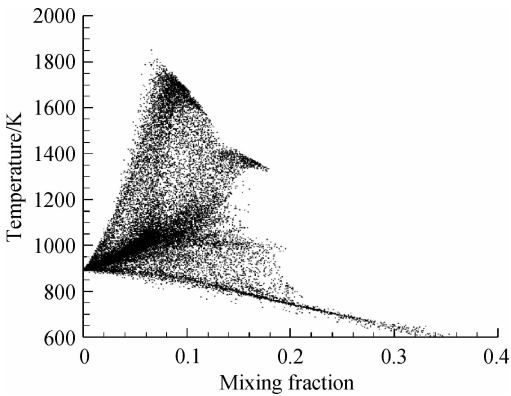
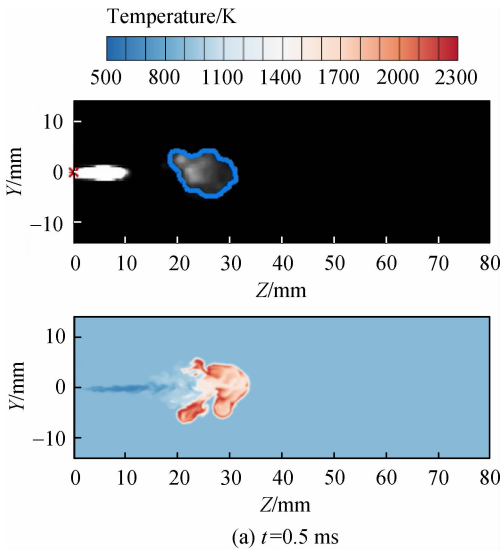


图 9 0.395 ms 温度与混合分数散点图
Fig. 9 Scatter plots in temperature and mixing fraction space at 0.395 ms

气态正十二烷的混合分数与温度的关系。从图中来看,在 600~900 K 的区域,未反应部分的温度和混合分数呈现出较为线性的分布,这与冷态下的分布一致。最高温度约为 1800 K,高温点火发生于混合分数约为 0.09 的位置,属于富燃料区,而贫燃料区因为燃料少,反应进度更慢,呈现出更低的温度。结合图 6、图 7 看,冷态射流情况下,混合分数高的区域温度低,即富燃料区的温度更低,同样的,在射流燃烧中,燃料裂解吸热之前也存在着混合分数高而温度低的区域。

图 10 中分别为 0.5、1.0、1.5 ms 实验自然光度图像与模拟温度场云图,实验图像中,粗实线表示化学发光的边界。在点火开始后不久,升起的火焰就形成了,整个阶段模拟所预测的火焰整体宏观结构与实验测量结果吻合较好。本文中火焰浮起长度定义为:燃烧室内某处 OH 质量达到其全部质量 2% 时,该处位置与喷嘴在射流方向上的垂直距离^[2]。图 11 为在射流燃烧过程中火焰



(a) $t=0.5$ ms

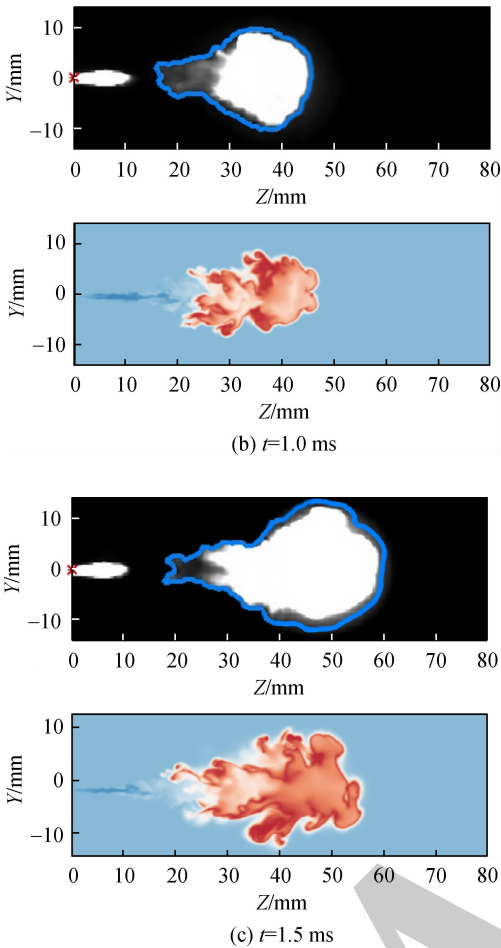


图 10 实验光度图像与模拟温度场分布
Fig. 10 Natural luminosity images from the experiment and distribution of temperature from simulation

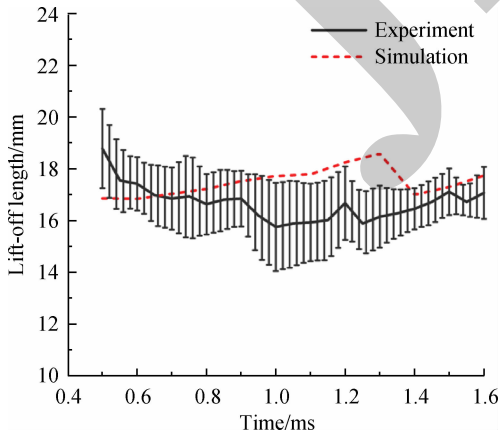


图 11 火焰浮起长度
Fig. 11 Flame lift-off length

浮起长度变化规律。可以发现,模拟和实验的火焰浮起长度都稳定在一定范围内,即扩散燃烧中后期的火焰浮起长度基本处于稳定状态,模拟与实验存在误差,但是在接受范围内。

图 12 为 1.0、1.5 ms 的 OH 质量分数的分布云图, w_{OH} 为 OH 质量分数。OH 作为一种重要的燃烧中间产物,不仅能用来指示着火时刻,还能用来指示射流燃烧火焰前锋面的位置和反应的强度。由图 8 中 OH 质量曲线可以看出,燃料进入燃烧室后,在着火时刻之前基本上没有 OH 生成,在着火时刻之后,逐渐进入高温反应阶段,产生了大量的 OH。图 12 中 OH 分布云图来看,伴随着着火,OH 基本分布在火焰的锋面,与图 10 温度场对比发现,这里即为温度最高的区域,也是反应最剧烈的区域。图 13 是 1.0、1.5 ms 时刻 NO_x 质量(m_{NO_x})间分布情况,可以发现高质量分数的 NO_x 分布区域与 OH 质量分数场以及温度场具有高度一致性,即富氧高温区域是 NO_x 主要生成区域。

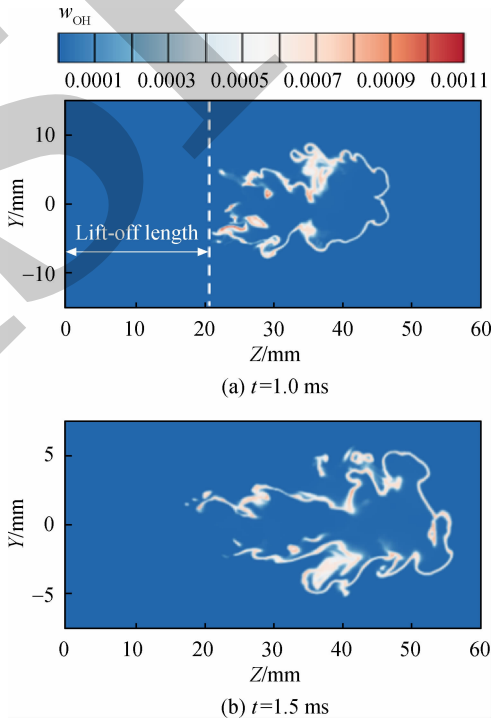


图 12 OH 质量分数分布
Fig. 12 Mass fraction of OH

图 14 为实验与模拟的碳烟质量在 1.0 ms 和 1.4 ms 时沿轴线方向上的分布,图 15 为实验得到的碳烟光度图像和计算得到的 1.4 ms 碳烟空间分布对比。从图 14 中可以看出,模拟计算得到的碳烟质量空间分布与实验测量基本吻合,碳烟质量峰值也大小基本相等,1.4 ms 时刻的碳烟在轴向方向 52 mm 处出现了波动,结合图 15 来看,该处可能由于射流湍流场的影响,从而导致碳烟生成量的下降。从图 15 可以发现模拟预测的碳烟

在空间分布上整体形状上与实验结果具有很好的相似度。

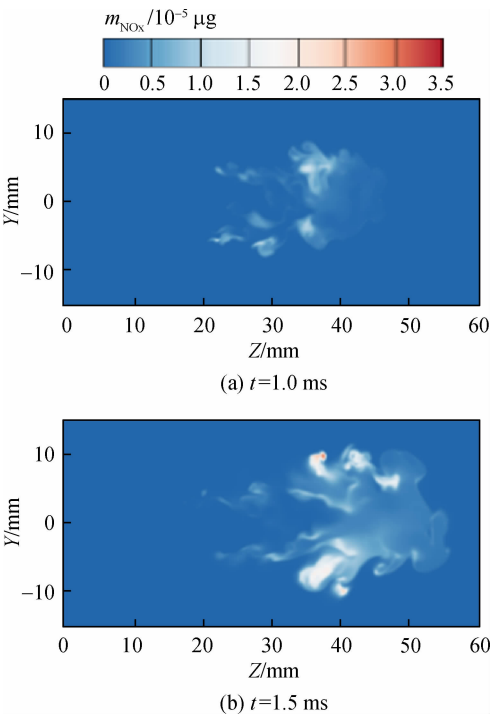


图 13 NOx 质量分布
Fig. 13 Mass of NOx

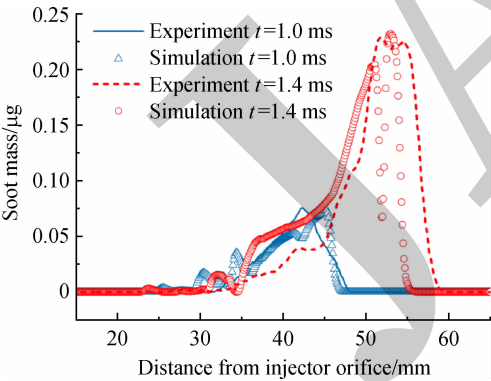


图 14 轴线上实验与模拟碳烟质量比较
Fig. 14 Soot mass on axis comparison from experiment and simulation

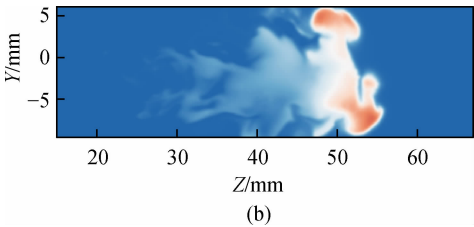
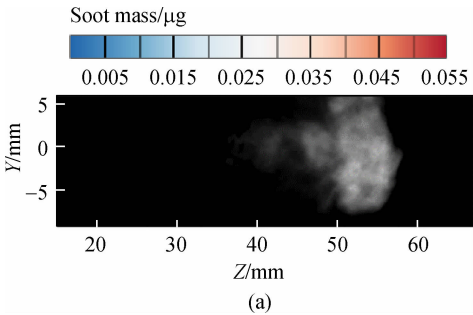


图 15 实验碳烟与模拟碳烟质量分布 ($t = 1.4$ ms)
Fig. 15 Soot comparison from experiment and simulation ($t = 1.4$ ms)

3 结 论

本研究针对航空发动机燃烧室内超临界射流燃烧现象,选取正十二烷作为替代燃料,采用大涡数值模拟和详细化学反应动力学相结合的方式研究其特性。为了体现超临界环境下分子间相互作用力的影响,重点考虑了气体状态方程对仿真结果的影响。研究结论总结如下:

- 1) 理想气体状态方程和真实气体状态方程对仿真得到的射流贯穿距和宏观形态影响不大。
- 2) 理想气体状态方程和真实气体状态方程对射流场内部混合分数分布以及温度分布有较大的影响。由于考虑了分子间相互作用,真实气体状态方程可以更加准确的预测射流场内部特征。
- 3) 对超临界环境下的正十二烷射流燃烧进行了数值模拟,通过考虑真实气体状态方程的影响,有效地预测了点火延迟、火焰浮起长度等,NOx 分布与 OH 浓度场以及温度场具有高度一致性,所采用的 Dalian 碳烟模型也准确地预测了碳烟分布。

参考文献:

[1] 曾文,刘静忱,陈潇潇,等. 正癸烷预混燃烧的详细反应动力学数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26 (10): 2258-2266.
ZENG Wen, LIU Jingchen, CHEN Xiaoxiao, et al. Detailed reaction kinetic modeling of *n*-decane premixed combustion [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26 (10): 2258-2266. (in Chinese)

[2] Engine Combustion Network. Spray A&B [EB/OL]. [2018-12-23]. <https://ecn.sandia.gov/>.

[3] ABRAHAM J, PICKETT L M. Computed and measured fuel vapor distribution in a diesel spray[J]. Atomization and Sprays, 2010, 20(3): 241-250.

[4] PICKETT L M, GENZALE C L, BRUNEAUX G, et al. Comparison of diesel spray combustion in different high-temperature, high-pressure facilities[J]. SAE International Journal of Engines, 2010, 3(2): 156-181.

- [5] PICKETT L M, MANIN J, GENZALE C L, et al. Relationship between diesel fuel spray vapor penetration/dispersion and local fuel mixture fraction[J]. SAE International Journal of Engines, 2011, 4(1): 764-799.
- [6] BENAÏES J, PAYRI R, BARDI M, et al. Experimental characterization of diesel ignition and lift-off length using a single-hole ECN injector[J]. Applied Thermal Engineering, 2013, 58(1): 554-563.
- [7] ZHOU L, LUO K H, QIN W, et al. Large eddy simulation of spray and combustion characteristics with realistic chemistry and high-order numerical scheme under diesel engine-like conditions[J]. Energy Conversion and Management, 2015, 93: 377-387.
- [8] ABIANEH O S, LEVINS M, CHEN C P. Pressure-based ignition delay times of non-premixed turbulent jet flames using various turbulence models[C]// Proceedings of the ASME 2016 Internal Combustion Engine Division Fall Technical Conference. Greenville, US: American Society of Mechanical Engineers, 2016: 1-11.
- [9] 江晨曦, 仲峰泉, 范学军, 等. 超临界压力下航空煤油流动与传热特性试验[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 230-234.
- JIANG Chenxi, ZHONG Fengquan, FAN Xuejun, et al. Experiment on convective heat transfer of aviation kerosene under supercritical pressures[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 230-234. (in Chinese)
- [10] 李勋锋, 仲峰泉, 范学军, 等. 超临界压力下航空煤油水平管内对流换热特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1690-1697.
- LI Xunfeng, ZHONG Fengquan, FAN Xuejun, et al. Numerical study of convective heat transfer characteristics of kerosene flowing in a horizontal pipe at supercritical pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1690-1697. (in Chinese)
- [11] 韦武, 解茂昭, 贾明. 环境压力对超临界流体喷雾特性影响的数值分析[J]. 内燃机学报, 2018, 36(3): 237-244.
- WEI Wu, XIE Maozhao, JIA Ming. Numerical analysis on the influence of ambient pressure on supercritical fluent spray characteristics[J]. Transactions of CSICE, 2018, 36(3): 237-244. (in Chinese)
- [12] 高伟, 林宇震, 付镇柏, 等. 超临界正十烷喷射到大气环境的喷射特性[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 1984-1988.
- GAO Wei, LIN Yuzhen, FU Zhenbai, et al. Injection characteristics of supercritical n-decane into atmospheric environment[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 1984-1988. (in Chinese)
- [13] 肖国伟, 罗开红, 马骁, 等. 超临界环境下燃料液滴蒸发的分子动力学模拟[J]. 工程热物理论, 2017, 38(12): 2745-2751.
- XIAO Guowei, LUO Kaihong, MA Xiao, et al. Molecular dynamics simulations of the evaporation process of a fuel droplet[J]. Journal of Engineering Thermo Physics, 2017, 38(12): 2745-2751. (in Chinese)
- [14] 解茂昭, 杨康. 超临界燃料喷射过程大涡模拟: 状态方程的影响[J]. 热科学与技术, 2015, 14(5): 409-417.
- XIE Maozhao, YANG Kang. Effect of equations of state on numerical simulation of supercritical fuel spray[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2015, 14(5): 409-417. (in Chinese)
- [15] 秦文瑾, 解茂昭, 贾明. 基于大涡模拟的发动机缸内湍流流动及拟序结构[J]. 内燃机学报, 2012, 30(2): 133-140.
- QIN Wenjin, XIE Maozhao, JIA Ming. Investigation on engine in-cylinder turbulent flow and coherent structure based on large eddy simulation[J]. Transactions of CSICE, 2012, 30(2): 133-140. (in Chinese)
- [16] RANZI E, FRASSOLDATI A, STAGNI A, et al. Reduced kinetic schemes of complex reaction systems: fossil and biomass-derived transportation fuels[J]. International Journal of Chemical Kinetics, 2014, 46(9): 512-542.
- [17] JIA M, PENG Z J, XIE M Z. Numerical investigation of soot reduction potentials with diesel homogeneous charge compression ignition combustion by an improved phenomenological soot model[J]. Journal of Automobile Engineering, 2009, 223(3): 395-412.

(编辑: 张 雪)