



论 文

高压补燃循环火箭发动机基础燃烧特性研究

杨立军^{1,2*}, 吕子汀¹, 韩旺^{1,2}

1. 北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191

2. 北京航空航天大学宁波创新研究院, 先进飞行器与空天动力创新研究中心, 宁波 315100

* E-mail: yanglijun@buaa.edu.cn

收稿日期: 2024-05-23; 接受日期: 2024-07-04; 网络版发表日期: 2025-01-07

国家重大科研仪器研制项目(编号: 11927802)资助

摘要 大推力液体火箭发动机主要采用的是高压补燃循环工作方式, 在此背景下, 燃烧室压力可达100~400 atm ($1 \text{ atm} = 1.01 \times 10^5 \text{ Pa}$), 远高于推进剂的热力学临界压力, 低温推进剂喷注燃烧过程处于跨/超临界状态. 由于高压实验研究挑战巨大, 可测的物理量有限, 目前对补燃循环仍存在基础燃烧特性不明、关键参数影响规律不清等问题. 针对此, 本文以液氧/甲烷全流量补燃循环和液氧/煤油富氧补燃循环为对象, 研究了补燃循环条件下推进剂绝热燃烧温度、火焰传播速度、火焰结构及自点火特性. 结果表明, 液氧/甲烷和液氧/煤油混合物当量比对燃烧温度和产物生成量具有显著的影响, 而这些量对燃烧室压力变化并不敏感. 同时, 液氧/甲烷火焰传播速度受真实流体效应影响较大, 随初始温度和压力的变化呈现出明显的非线性, 而液氧/煤油火焰传播速度受真实流体效应影响较小, 变化规律与理想气体模型下基本一致. 对主燃烧室中的部分预混火焰结构进行简化分析, 发现在富燃混合物一侧易形成一个或多个处于化学爆炸模态的预混反应区, 而在富氧混合物一侧不会形成预混反应区. 此外, 研究表明液氧/煤油富氧补燃循环发动机中富氧预燃室产物温度为1000 K左右, 进入主燃烧室后易引发推进剂自燃, 无需点火器也能形成稳定火焰.

关键词 高压补燃循环, 跨/超临界, 基础燃烧特性, 自点火

1 引言

高压补燃循环是大推力液体火箭发动机的主要工作模式. 采用高压补燃循环可使所有的燃烧产物都通过主燃烧室进入喷管产生推力, 几乎不产生质量损失, 大大提高了推进效率^[1], 目前已被应用于全世界多型号的火箭发动机. 在液氧/煤油发动机中, 多采用富氧补燃循环, 比较典型的有俄罗斯的RD-170发动机^[2]和

中国YF-100发动机^[3]等; 世界上较为先进的液氧/甲烷发动机有蓝色起源公司研制的BE-4^[4]和SpaceX公司研发的Raptor^[5]发动机, 分别采用富氧补燃循环和全流量补燃循环; 而液氧/液氢火箭发动机中多采用富燃补燃循环.

图1给出了全流量补燃循环和富氧补燃循环工作过程的示意图, 其中全流量补燃循环具有富氧、富燃两个预燃室, 产生的高温富氧、富燃气体分别被用来

引用格式: 杨立军, 吕子汀, 韩旺. 高压补燃循环火箭发动机基础燃烧特性研究. 中国科学: 技术科学, 2025, 55: 158–170

Yang L J, Lü Z T, Han W. Fundamental combustion characteristics of high-pressure staged combustion cycle rocket engines (in Chinese). Sci Sin Tech, 2025, 55: 158–170, doi: 10.1360/SST-2024-0127

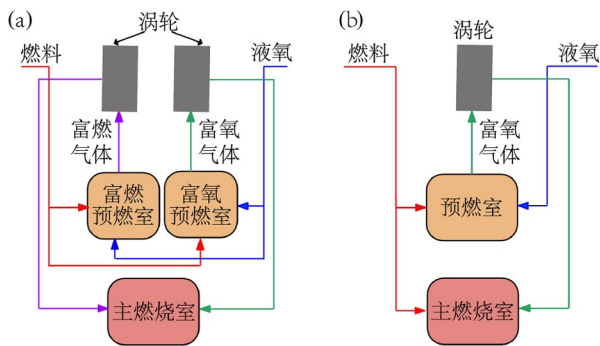


图 1 (网络版彩图)两种补燃循环工作过程示意图。(a) 全流量补燃循环; (b) 富氧补燃循环

Figure 1 (Color online) Schematic of the working process of two staged combustion cycles. (a) Full-flow staged combustion cycle; (b) oxidizer-rich staged combustion cycle.

驱动氧化剂和燃料的涡轮泵, 并随后进入主燃烧室进行混合和完全燃烧; 而富氧补燃循环将全部氧化剂和部分燃料运输到预燃室中进行富氧燃烧, 产生的高温气体用来驱动涡轮泵, 随后进入主燃烧室与剩余的燃料完全燃烧。

值得注意的是, 采用补燃循环的发动机往往具有很高的燃烧室压力。目前在役的补燃循环发动机, 燃烧室设计压力均在 10 MPa 以上, 最高可接近 40 MPa。表 1 给出了液氧/甲烷和液氧/煤油发动机中推进剂和主要燃烧产物的临界温度和压力。可以发现, 当前补燃循环发动机的燃烧室压力是远高于推进剂临界压力的。由于极端工作条件, 补燃循环燃烧实验研究难度极大, 目前仍存在基础燃烧特性不明, 关键参数影响规律不清等问题。亟需对高压补燃循环火箭发动机基础燃烧特性开展数值模拟研究。数值计算中, 必须考虑流体的跨/超临界效应。

当物质的温度和压力均超过临界点时, 处于超临界状态, 此时不存在明确的气液界面。对于火箭发动机燃烧室而言, 液体推进剂经历的不再是亚临界的破碎、雾化和蒸发过程, 而是几乎不存在表面张力的状态下向致密气体转变的跨临界扩散过程^[6]。这一连续的过程可采用均一相假设, 使用真实流体模型来描述。

针对火箭发动机背景下的跨/超临界燃烧, 已有一系列的数值研究。例如, Ribert 等人^[7]、Juniper 等人^[8]、Lacaze 和 Oefelein^[9]以及 Banuti 等人^[10]对气氢/液氧扩散火焰进行了数值研究, 发展了直接数值模拟方法和一维对冲火焰模型; Matsuyama 等人^[11]对气氢/液氧火

表 1 甲烷和煤油燃烧中主要组分临界参数

Table 1 Critical properties of major components in methane and kerosene combustion

组分	临界温度 (K)	临界压力 (MPa)
CH ₄	190.6	4.61
煤油	662.7	2.17
O ₂	154.58	5.043
H ₂ O	647.10	22.064
CO ₂	304.18	7.382
CO	134.45	3.499

箭发动机中的火焰进行了大涡模拟, 并得到了与实验结果良好的一致性; Giovangigli 等人^[12]和 Gopal 等人^[13]分别研究了自由传播的低温跨临界平面预混火焰, 分析了真实流体效应对其结构和传播的影响; Wang 等人^[14]求解了 RD-170 发动机中气液同轴喷嘴的跨临界混合场和燃烧场。然而, 以上研究主要针对的是开始循环燃烧过程, 而对补燃循环发动机的燃烧研究, 包括预燃室燃烧特性、主燃烧室的部分预混火焰特性以及点火特性等仍存在很多空白, 特别是对于甲烷和煤油这两种燃烧反应动力学较为复杂的燃料而言。

本文以液氧/甲烷全流量补燃循环和液氧/煤油富氧补燃循环为研究背景, 在真实流体模型的基础上, 利用零维、一维和二维的计算, 将对推进剂绝热燃烧温度、层流火焰传播速度、部分预混火焰结构以及自点火特性开展研究, 致力于获得关键参数变化对基础燃烧特性的影响规律, 力求对于预燃室和主燃烧室的工作过程形成更清晰的认识, 为更全面、更准确的补燃循环发动机数值模型发展提供理论依据。

2 计算方法

本文在跨/超临界条件下, 计算了一系列液氧/甲烷和液氧/煤油的混合燃烧算例。其中, 热力学性质的计算以及零维、一维火焰的数值求解通过将真实流体模型植入开源的 Cantera 程序^[15]实现。在此基础上, 引入混合数值格式, 利用大涡模拟 (LES) 对跨临界混合和燃烧进行了求解。

2.1 真实流体模型

真实流体模型包含真实流体状态方程以及在理想

气体模型基础上的热力学量和输运系数修正.

2.1.1 状态方程

选用Peng-Robinson状态方程(PR EoS)^[16], 以准确计算跨/超临界流体的热力学性质, 表示为

$$p = \frac{RT}{v-b} - \frac{a}{v^2-2bv-b^2}, \quad (1)$$

其中, R 为气体常数, v 为比容. 参数 a 和 b 与温度和组分有关, 考虑到了分子间引力和体积位移的影响^[17], 其计算公式为

$$a = \sum_{\alpha=1}^{N_s} \sum_{\beta=1}^{N_s} X_{\alpha} X_{\beta} a_{\alpha\beta}, \quad (2)$$

$$b = \sum_{\alpha=1}^{N_s} X_{\alpha} b_{\alpha}, \quad (3)$$

其中, X_{α} 为组分 α 的摩尔分数. 系数 $a_{\alpha\beta}$ 和 b_{α} 使用Harstad等人^[18]引入的混合规则对其进行计算.

2.1.2 热力学量

混合物中各组分的焓可以写成理想气体的焓值与从PR方程推导出的余项之和的形式:

$$h = h^{id} + h^{resi}, \quad (4)$$

$$h^{resi} = \int_{\infty}^v \left[T \left(\frac{\partial p}{\partial T} \right)_v - p \right] dv + pv - RT. \quad (5)$$

真实流体的比热容根据焓的偏导数计算:

$$c_p = c_p^{id} + c_p^{resi} = c_p^{id} + \left(\frac{\partial h^{resi}}{\partial T} \right)_p. \quad (6)$$

2.1.3 输运系数

在超临界压力下, 对于黏性系数和导热系数的求解, 采取Chung等人^[19]的方法; 对于二元扩散系数的求解, 采用Takahashi^[20]的方法:

$$\frac{DP}{(DP)^0} = (DP)_R = (DP)_{R,i} (1 - AT_r^{-B})(1-f), \quad (7)$$

其中, $(DP)^0$ 为1个大气压下扩散系数和压力的乘积, T_r 为温度与当地临界温度的比值($T_r = T/T_c$), 其余各项系数在文献^[20]中给出.

2.1.4 真实流体模型验证

图2给出了利用上述模型计算出的氧在高压下的定压比热容和导热系数, 并与NIST数据库^[21]中的实验数据以及使用理想气体模型计算出的结果进行了对比. 结果显示, 现有的真实流体模型计算出的结果与实验结果贴合程度较高. 同时可以看出, 真实流体与理想气体物理性质差异较大的情况一般出现在低温区, 而在临界点附近会出现较大的梯度.

2.2 推进剂燃烧反应动力学机理

本文选取FFCM-1甲烷燃烧机理^[22], 包含38种组分和291个化学反应; 选取HyChem模型下的RP2-1煤油简化反应机理^[23], 包含42种组分和205个化学反应. 图3对比了甲烷层流火焰传播速度的计算结果和实验数据^[24], 图4对比了煤油层流火焰传播速度的计算结果和实验数据^[23]. 可见在较高的压力下, 计算结果和实验数据点吻合良好. 需要注意的是, 本文考虑的工况压力范围远超过反应机理已经验证过的范围, 然而, 已有文献表明, 真实流体效应对反应路径和火焰热释放率的影响都可以忽略不计^[25,26], 且火焰传播速度和质量燃烧速率的定性趋势在很大程度上与使用的反应机理无关^[13]. 因此, 当前反应机理可以用于超临界压力下的燃烧特性研究.

2.3 火焰模型

在基础燃烧特性研究中, 本文将预燃室工作过程和主燃室的燃烧均简化为稳态的一维层流火焰.

将预燃室工作过程简化为平面无拉伸的自由传播

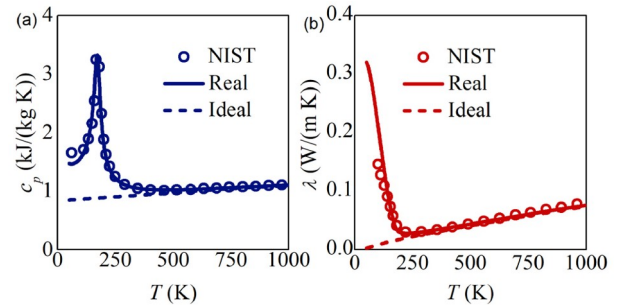


图2 (网络版彩图)真实流体模型计算结果与实验数据对比. (a) 定压比热容; (b) 导热系数

Figure 2 (Color online) Results of the real fluid model compared with experimental data. (a) Specific heat capacity at constant pressure; (b) thermal conductivity.

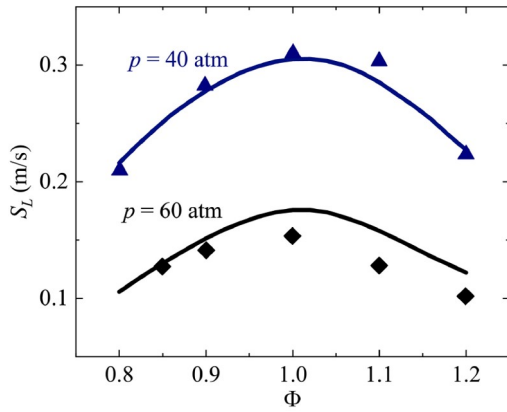


图 3 (网络版彩图) 甲烷反应机理验证(实线为模型计算结果, 数据点为实验结果)

Figure 3 (Color online) Verification of methane reaction mechanism (solid lines are model calculation results, and symbols are experimental results).

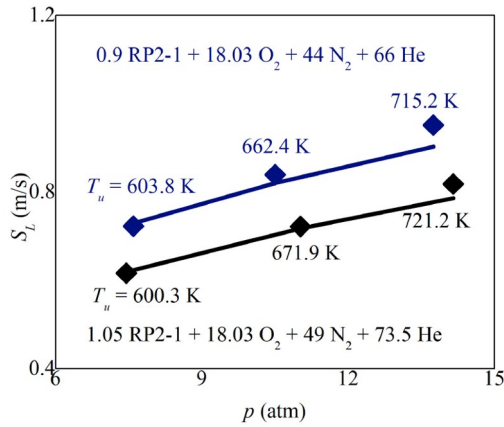


图 4 (网络版彩图) RP-2 煤油反应机理验证(实线为模型计算结果, 数据点为实验结果)

Figure 4 (Color online) Verification of RP-2 kerosene reaction mechanism (solid lines are model calculation results, and symbols are experimental results).

的预混火焰, 此时动量黏性扩散可忽略不计, 只需联立连续性、组分和温度的控制方程进行求解^[27]:

$$\frac{d}{dx}(\rho u) = 0, \quad (8)$$

$$\rho u \frac{dY_\alpha}{dx} = -\frac{dJ_\alpha}{dx} + \dot{\omega}_\alpha, \quad (9)$$

$$c_p \rho u \frac{dT}{dx} = \frac{d}{dx} \left(\lambda \frac{dT}{dx} \right) - \sum_{\alpha=1}^{N_s} J_\alpha \frac{dh_\alpha}{dx} - \sum_{\alpha=1}^{N_s} \dot{\omega}_\alpha h_\alpha, \quad (10)$$

其中, h_α 为组分 α 的显焓, $J_\alpha = \rho Y_\alpha V_\alpha$ 为组分 α 的扩散通

量. 计算时, 考虑了差异扩散和Soret效应.

在高压补燃循环发动机中, 预燃室化学反应产生的平衡产物和未进入预燃室的氧化剂/燃料一起进入主燃烧室, 经混合和点火产生部分预混火焰. 由于剪切混合层的局部特征为对冲流动, 将主燃烧室的工作过程局部简化为部分预混对冲火焰, 如图5所示. 求解的构型为有拉伸的轴对称流^[9,28], 需要考虑径向速度和动量扩散, 连续性方程由式(8)变为

$$\frac{d}{dx}(\rho u) + 2\rho V = 0. \quad (11)$$

动量方程表示为

$$\rho u \frac{dV}{dx} + \rho V^2 = \frac{d}{dx} \left(\mu \frac{dV}{dx} \right) - \Lambda, \quad (12)$$

其中, $\Lambda = \left(\frac{\partial p}{\partial r} \right) / r$. 对冲流(富)氧化剂侧和(富)燃料侧的流量存在如下关系:

$$\rho_f u_f^2 = \rho_o u_o^2, \quad (13)$$

$$\kappa = \frac{|u_o|}{L} \left(1 + \frac{|u_f|}{|u_o|} \sqrt{\frac{\rho_f}{\rho_o}} \right), \quad (14)$$

其中, κ 为火焰拉伸率, L 为计算域长度.

2.4 数值方法

在研究燃烧室自着火计算中, 采用基于有限体积法的求解器. 在一般流场区域使用高格式来减小数值耗散, 提高模拟的准确性; 在跨临界混合层增加了五阶的WENO格式, 并以自适应方式应用. 对于以大密度梯度为特征的跨临界模拟, 在密度梯度较大的区域最容易产生数值振荡. 因此, 自适应方法采用密度传感器. 对于每个控制体积(CV), 由传感器确定来自高阶非耗散重建的面密度值 ρ_f 和 CV 中心的密度值 ρ_{CV} 之间的相对差异是否大于某个值. 这个关系可以表示为

$$\left| \frac{\rho_f - \rho_{CV}}{\rho_{CV}} \right| > \eta, \quad (15)$$

其中, η 是一个人为设定值, 本文中的算例给定为 0.2.

由于大密度梯度和热力学的强非线性, 即使采用了上述混合格式, 在网格分辨率不够高时, 也容易出现负压力、超出范围的质量分数等非物理解. 对此,

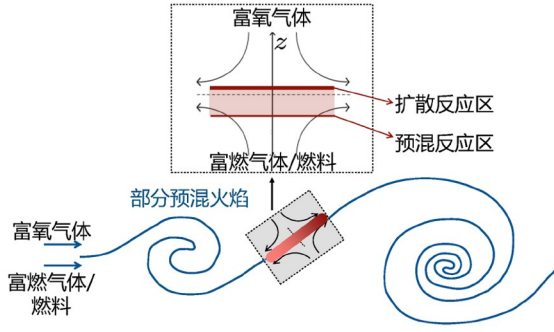


图5 (网络版彩图)主燃烧室部分预混火焰可局部简化为对冲火焰

Figure 5 (Color online) Partially premixed flame in the main combustion chamber can be locally reduced to a counterflow flame.

利用熵稳定修正保证数值解的物理可实现性. 根据离散最小熵原理, 检测到需要进行修正的条件为^[29]

$$s(U_j^{k+1}) > \min_{i \in nb(j)} s(U_i^k), \quad (16)$$

其中, 上标 k 指的是第 k 个Runge-Kutta步长, nb 是当地有限体积单元周围所有相邻单元的集合. 修正采用Lax-Friedrichs熵稳定低阶通量^[30]:

$$F_{j+\frac{1}{2}}^{e,LF} = \frac{1}{2} [F(U_j) + F(U_{j+1})] - \frac{\lambda}{2} (U_{j+1} - U_j), \quad (17)$$

其中, $\lambda = \max_{j,j+1} |u| + c$, 为当地最大特征速度.

为了进一步抑制跨临界混合层模拟中的伪压力振荡, 在全场采用双通量模型. 其原理是在每一个时间步长和空间单元内冻结压力和内能之间的关系, 从而使当地系统等效于理想气体热力学系统. 通过定义等效绝热指数和等效标准内能:

$$\gamma^* = \frac{\rho c^2}{p}, \quad (18)$$

$$e_0^* = e - \frac{pv}{\gamma^* - 1}, \quad (19)$$

来计算每个有限体积单元的欧拉通量:

$$F^e = \bar{F}(U_j^*), j \in S_i, \quad (20)$$

其中, $\bar{F}$ 为数值通量, S_i 为单元 i 的空间模板. 在守恒变量更新之后, 压力根据等效比热容比和能量计算:

$$p_i = (\gamma_i^* - 1) \left[(\rho E)_i - \rho e_{0,i}^* - \frac{1}{2} \rho u_i \cdot u_i \right]. \quad (21)$$

据此再计算出其他原始变量. 由于 γ^* 和 e_0^* 在每个体积单元中被冻结为不同的值, 在界面的两侧会计算出两个不同的通量, 因此这是一种“准守恒”的数值模型. 文献[31]证明, 随着网格分辨率的增加, 总能量守恒误差收敛于零.

计算中使用强保稳定的三阶Runge-Kutta格式作为时间推进, 同时采用Strang分裂格式^[32]将对流算子与扩散算子分离. 在LES中使用传统的亚网格模型^[33]. 当前, 已经过验证的LES方法基本都是在理想气体条件下开发的, 这并不完全适用于超临界压力下的模拟^[34]. 例如, 热力学非线性会在控制方程中引起额外的亚网格项^[35,36]. 然而, 由于超临界压力下湍流实验数据的缺乏, 现有的跨/超临界流体湍流燃烧LES数值方法尚不够成熟. 文献[37,38]在模拟跨临界液氮射流时比较了多种现有的亚网格模型, 得到了与Mayer等人^[39]的实验数据较为符合的结果. 因此本文和大多数前人的工作一样, 采取传统的亚网格模型.

3 结果与讨论

3.1 预燃室绝热燃烧温度

对于液氧/甲烷全流量补燃循环发动机, 计算了不同压力下从极度富氧到富燃当量比下的绝热燃烧温度及产物, 使得结果能够覆盖两个预燃室的宽工况范围, 其中混合物初始温度设为100 K. 如图6所示, 绝热燃烧温度和产物均随当量比变化较大, 而对于压力变化相对不敏感. 在富氧(当量比小于1)、富燃(当量比大于1)预燃室的当量比分别为0.06和16的参考工况下, 计算得到两个预燃室的绝热火焰温度分别为668.27 K和867.34 K. 注意到 CO_2 在平衡时的质量分数存在两个极大值, 这是化学平衡和反应动力学共同作用的结果. 在接近化学计量比($\Phi \approx 1$)时, 甲烷的燃烧较为完全, 生成的 CO_2 达到一个极大值; 随着当量比增大, 由于氧气不足, 生成的CO等产物增多, 在一定的温度和组分浓度下, 部分CO被进一步氧化成 CO_2 , 使得 CO_2 的平衡浓度在富燃条件下再次达到一个极大值.

对于液氧/煤油富氧补燃循环发动机, 计算了从富氧到接近当量比时的绝热燃烧温度及产物, 其中混合物初始温度设定为300 K, 结果如图7所示, 可见绝热燃烧温度和平衡产物同样对压力变化不敏感. 值得注意的是, 煤油富氧预燃室的燃烧温度对当量比变化更

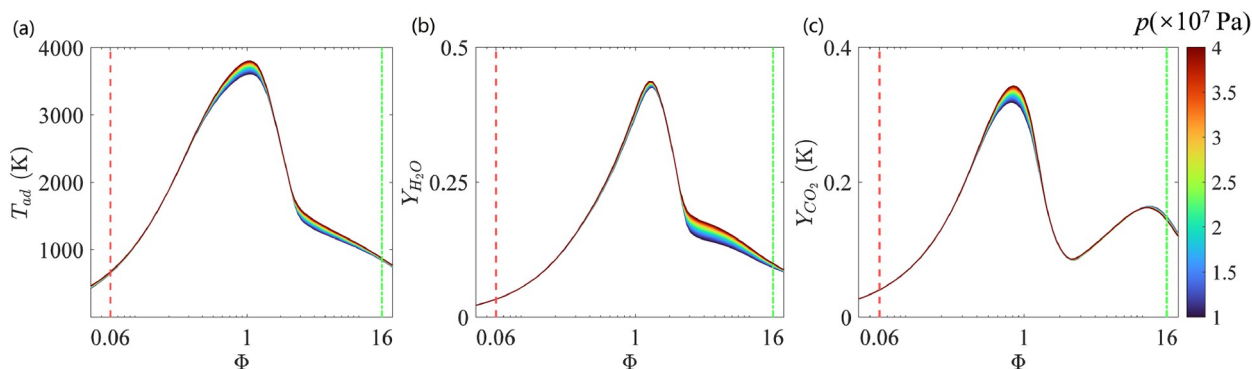


图 6 (网络版彩图)不同压力下液氧/甲烷绝热燃烧温度和产物随混合物当量比的变化. (a) 绝热燃烧温度; (b) H_2O ; (c) CO_2
 Figure 6 (Color online) Variation of adiabatic combustion temperature and products of liquid oxygen/methane with mixture equivalence ratio under different pressures. (a) Adiabatic combustion temperature; (b) H_2O ; (c) CO_2 .

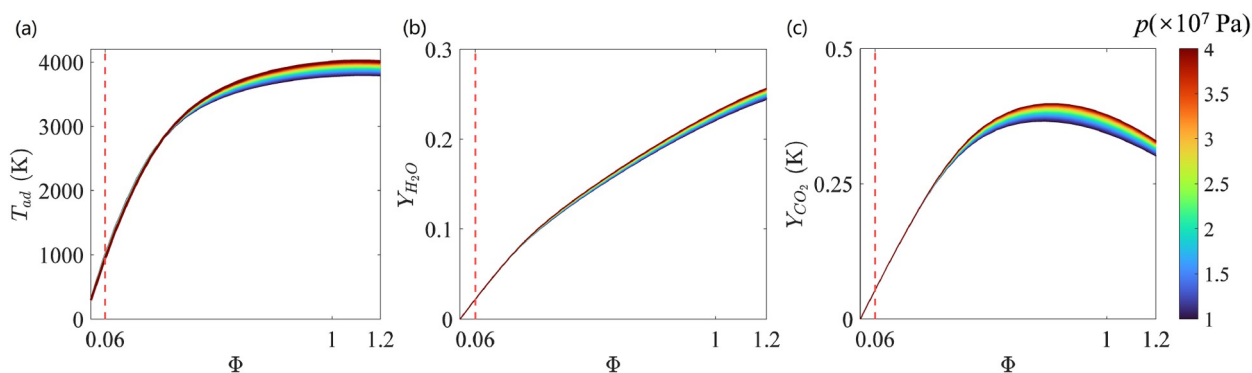


图 7 (网络版彩图)不同压力下液氧/煤油绝热燃烧温度和产物随混合物当量比的变化. (a) 绝热燃烧温度; (b) H_2O ; (c) CO_2
 Figure 7 (Color online) Variation of adiabatic combustion temperature and products of liquid oxygen/kerosene with mixture equivalence ratio under different pressures. (a) Adiabatic combustion temperature; (b) H_2O ; (c) CO_2 .

加敏感, 在0.06的当量比下就能达到接近1000 K, 这可能导致进入主燃烧室后易发生自着火, 这一点将在第3.4节中进一步讨论.

3.2 预燃室层流火焰传播速度

采用一维自由传播火焰的构型, 对不同当量比、压力和初始温度下甲烷和煤油燃烧的层流火焰速度进行了计算, 结果如图8和9所示.

图8(a)给出了压力为10~40 MPa时, 当量比为1的氧/甲烷层流预混火焰的传播速度随初始温度的变化. 如表1所示, 氧和甲烷的临界温度较为接近, 均在150~200 K范围内, 在计算区间, 两种物质在点燃的过程中均经历了跨临界转变, 密度随温度的变化具有强非线性, 层流火焰传播速度随初始温度的变化也呈现出明

显的非线性. 低温下, 随着压力的升高, 层流火焰传播速度会增大, 这与一般认知中理想气体模型下的变化趋势相反. 这进一步印证了使用真实流体模型计算火箭发动机中基础燃烧特性的必要性. 图8(b)给出了在30 MPa的压力下, 初始温度为150~300 K时, 氧/甲烷层流火焰传播速度随当量比的变化. 结果表明, 在富燃和贫燃条件下, 层流火焰传播速度受初始温度的影响相对较小.

图9(a)给出了压力为10~40 MPa时, 当量比为1的氧/煤油层流预混火焰的传播速度随初始温度的变化. 由于煤油的临界温度较高, 在350~500 K的区间内, 煤油是超临界类液态, 而氧的物理性质已接近于理想气体, 在燃烧中不会经历跨临界转变, 且氧/煤油在当量混合比下的混合物临界温度超过了500 K, 因此层流火

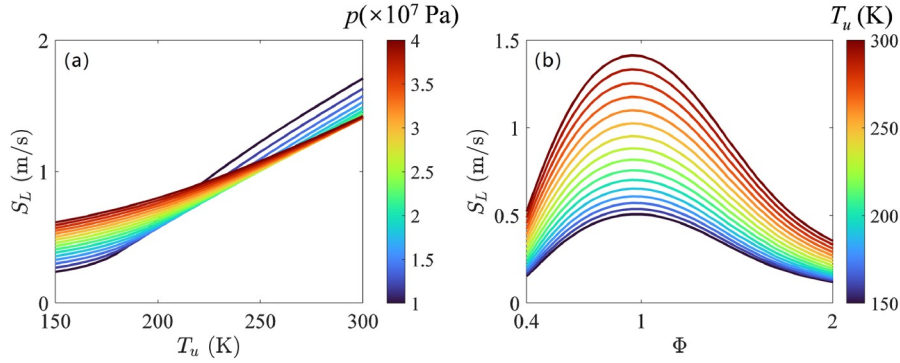


图 8 (网络版彩图)不同压力、初始温度和当量比下氧/甲烷燃烧的层流火焰速度. (a) 混合物当量比为1; (b) 压力为30 MPa
Figure 8 (Color online) Laminar flame speeds of oxygen/methane combustion under different pressures, initial temperatures, and equivalence ratios. (a) Stoichiometric mixture is 1; (b) pressure is 30 MPa.

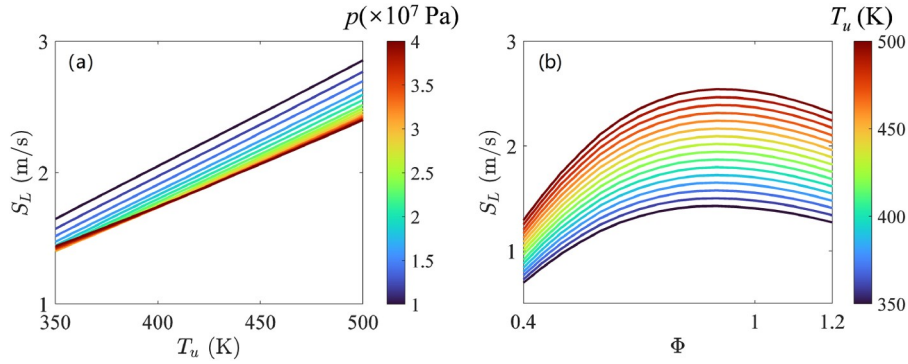


图 9 (网络版彩图)不同压力、初始温度和当量比下氧/煤油燃烧的层流火焰速度. (a) 混合物当量比为1; (b) 压力为25 MPa
Figure 9 (Color online) Laminar flame speeds of oxygen/kerosene combustion under different pressures, initial temperatures, and equivalence ratios. (a) Stoichiometric mixture is 1; (b) pressure is 25 MPa.

焰传播速度随温度在这一区间接近线性分布, 其传播性质与理想气体接近. 图9(b)给出了在25 MPa的压力下, 初始温度为350~500 K时氧/煤油层流火焰传播速度随当量比的变化, 整体的变化并不剧烈, 且在贫燃时, 层流火焰传播速度受初始温度的影响减小.

3.3 主燃烧室火焰结构分析

本文采用一维对冲火焰构型, 研究了主燃烧室中火焰的局部结构. 选定当量比分别为0.06和16的预燃室的化学平衡产物作为液氧/甲烷全流量补燃循环的主燃烧室入口参数, 压力为30 MPa, 如表2所示. 表3给出了液氧/煤油富氧补燃循环的主燃烧室入口参数, 其中富氧混合物侧为当量比0.06的预燃室化学平衡产物, 燃料侧为低温煤油, 压力为25 MPa. 选取的火焰拉伸率均为1000, 以保证处于稳定燃烧状态.

为了识别火焰模态, 本文采用了Hartl等人^[40]的方法, 利用多种参数结合化学爆炸模态分析(CEMA)分析火焰结构. 此方法中, 区分预混和扩散反应区的最重要参数是通过CEMA得到的CM值. 文献[41,42]具体描述了CEMA的原理和详细步骤, 这里仅作简要介绍. 从化学反应系统的平衡方程出发:

$$\frac{D\Phi_j}{Dt} = \dot{\omega}_j(\Phi) + S_j(\Phi), \quad (22)$$

其中, Φ_j 为热力学量, 包含温度和各组分质量分数, $\dot{\omega}_j$ 为化学源项, S_j 为混合项. 其对应的Jacobian矩阵 $\mathbf{J}$ 可分为两部分:

$$\mathbf{J} = \mathbf{J}_\omega + \mathbf{J}_S, \quad (23)$$

其中, $\mathbf{J}_\omega$ 为化学Jacobian矩阵, 其特征值表述为

表 2 液氧/甲烷全流量补燃循环主燃烧室入口参数**Table 2** Main combustion chamber inlet parameters of liquid oxygen/methane full-flow staged combustion cycle

参数	富氧侧	富燃侧
T (K)	668.27	867.34
Y_{CH_4}	0.0	0.739
Y_{O_2}	0.926	0.0
$Y_{\text{H}_2\text{O}}$	0.033	0.103
Y_{CO_2}	0.041	0.145
Y_{CO}	0.0	0.013

表 3 液氧/煤油富氧补燃循环主燃烧室入口参数**Table 3** Main combustion chamber inlet parameters of liquid oxygen/kerosene oxidizer-rich staged combustion cycle

参数	富氧侧	燃料侧
T (K)	971.18	492.20
Y_{kerosene}	0.0	1.0
Y_{O_2}	0.924	0.0
Y_{CO_2}	0.054	0.0
$Y_{\text{H}_2\text{O}}$	0.022	0.0

$$\lambda = \mathbf{bJ}_\omega \mathbf{a}, \quad (24)$$

其中, $\mathbf{b}$ 和 $\mathbf{a}$ 分别为左右特征向量. 选取实部最大的特征值, 记为 λ_e . 若 $\text{Re}(\lambda_e)$ 为正, 则混合物处于化学爆炸模态, 反之则为非爆炸模态. CM值定义为

$$\text{CM} = \text{sign}(\text{Re}(\lambda_e)) \times \log_{10}(1 + |\text{Re}(\lambda_e)|). \quad (25)$$

CM值可作为判断火焰类型的独立判据, 为了提高反应区识别的精确性, 同时结合了其他参数: 当量混合物分数 Z_{st} 、高热释放率(HRR)和OH自由基的浓度峰值可以配合负CM值定位扩散反应区, 而热释放率的其他峰值可以配合正CM值定位预混反应区.

运用上述方法, 图10和11分别给出了两种补燃循环条件下主燃烧室火焰局部结构.

图10(a)给出了液氧/甲烷全流量补燃循环主燃烧室中富氧混合物和富燃混合物的对冲火焰温度、OH自由基摩尔分数以及混合分数的分布. 由该图可以初步判定扩散火焰的位置, 在 $Z_{st}=0.2$ 时, 温度和OH自由基浓度均达到峰值. 图10(b)给出了CM参数的分布, 可

以看出, CM值共有两次跨越零点, 其中CM大于零的区域为预混反应区, 小于零的区域为扩散反应区. 图10(c)中热释放率的分布作为补充, 也佐证了整个对冲火焰的双反应区结构. 可以判断, 对冲火焰靠近富燃混合物入口的一侧存在一个预混反应区, 放出少部分的热量, 其产物进入扩散反应区, 与另一侧的富氧混合物继续反应. 而在靠近富氧混合物的一侧不存在额外的预混反应区. 同时, 图10(c)给出了甲烷燃烧中重要组分的质量分数变化, 在预混反应区, 大部分 CH_4 被消耗, 在富燃条件下生成以CO为主的产物; 在扩散反应区, CO主要和富氧侧扩散来的高温氧气发生反应, 进一步氧化生成 CO_2 .

图11(a)与图10(a)类似, 只能通过温度、自由基和

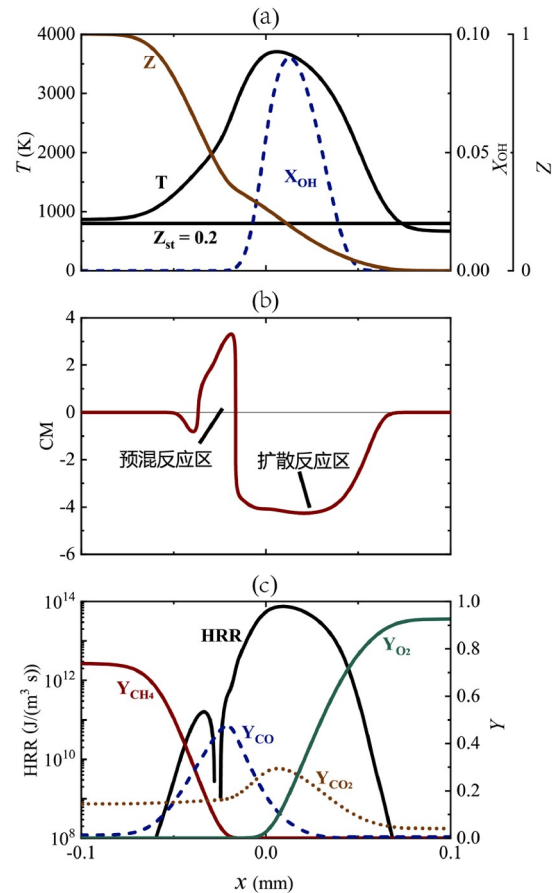


图 10 (网络版彩图)液氧/甲烷全流量补燃循环主燃烧室对冲火焰结构. (a) 火焰结构; (b) CM值分布; (c) 热释放率及组分浓度分布

Figure 10 (Color online) Structures of counterflow flame in the main combustion chamber of the liquid oxygen/methane full-flow staged combustion cycle. (a) Flame structure; (b) the distribution of CM value; (c) distributions of heat release rate and component concentration.

混合分数的分布判断出扩散反应区所在的位置. 而图11(b)给出的CM值分布显示, 液氧/煤油富氧补燃循环的主燃烧室对冲火焰共有三个反应区, 分别为两个预混反应区和一个扩散反应区. 由图11(c)可知, 靠近燃料入口侧的第一个预混反应区热释放率为负, 意味着发生了吸热反应, 主要为煤油的裂解反应; 第二个预混反应区热释放率为正, 主要为裂解产物之间发生的预混反应, 会放出部分热量, 其产物进入扩散反应区, 同另一侧的富氧混合物继续反应. 同样, 富氧混合物不会形成单独的预混反应区.

3.4 主燃烧室自点火性质分析

由第3.1节结果可知, 对于液氧/煤油富氧补燃循环, 富氧预燃室出口可达到接近1000 K的高温, 高温

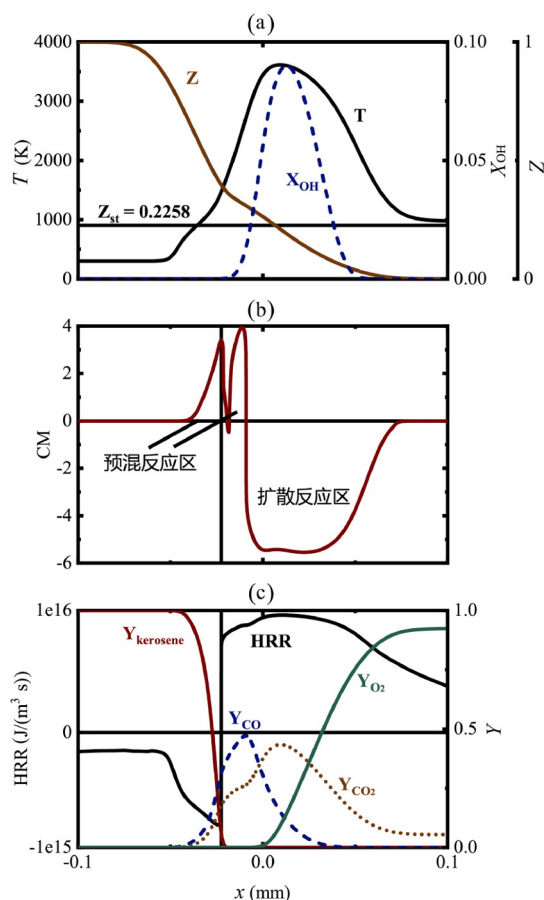


图11 (网络版彩图)液氧/煤油富氧补燃循环主燃烧室对冲火焰结构

Figure 11 (Color online) The structure of counterflow flame in the main combustion chamber of the liquid oxygen/kerosene oxidizer-rich staged combustion cycle.

燃气与煤油在主燃烧室中混合, 可能会引起自燃. 选取表3中的入口参数, 使用零维均质反应器模型, 对不同混合物分数下的点火延迟时间(IDT)进行计算, 其中温度和组分质量分数与混合物分数Z之间的关系为

$$T = ZT_f + (1 - Z)T_o, \quad (26)$$

$$Y_i = ZY_{f,i} + (1 - Z)Y_{o,i}. \quad (27)$$

计算得到的结果如图12所示. 最小点火延迟时间在 $Z=0.035$ 时达到, 为0.216 ms. 可见在该工况下, 主燃烧室自点火是很容易实现的.

为进一步验证这一结论, 采用RD-170火箭发动机的气流同轴旋流喷嘴简化结构, 利用二维计算模拟主燃烧室的自着火. 燃烧室压力为25.3 MPa, 选取的计算域和边界条件与文献[14]中一致. 由第3.3节的分析可知, 主燃烧室中火焰的局部结构是包含不同类型反应区的部分预混火焰, LES需要与详细的化学动力学模型相结合, 以准确模拟燃烧反应. 为了简化计算, 使用了两步化学反应机理[43]. 针对气流(富氧侧)入口, 模拟了文献中的低温纯氧来流工况(Case 1)和表3中的高温燃气工况(Case 2)作为对照, 控制入口流量保持一致, 相应参数设置列于表4.

图13展示了Case 1流动达到稳态后的瞬时温度场. 此时气态氧和液态煤油已形成充分发展的跨临界混合层, 但由于温度未达到自点火条件, 无法自燃, 只能靠加点点火.

图14展示了Case 2在自点火之后的瞬时温度分布.

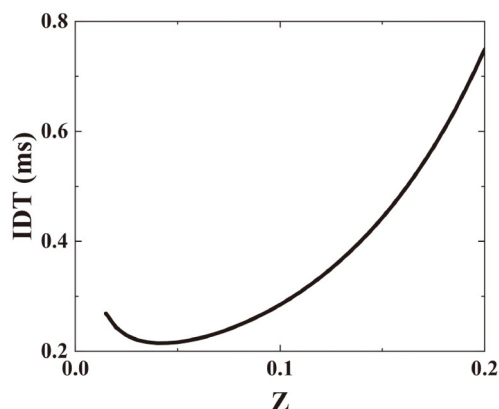


图12 液氧/煤油富氧补燃循环主燃烧室点火延迟时间随混合物分数的分布

Figure 12 Distribution of ignition delay time with mixture fraction in the main combustion chamber of liquid oxygen/kerosene oxidizer-rich staged combustion cycle.

表 4 两算例富氧侧入口参数

Table 4 Inlet parameters of oxidizer-rich side in the two cases

工况	T_o (K)	U_o (m/s)
Case 1 (纯氧)	687.70	102
Case 2 (富氧燃气)	971.18	141

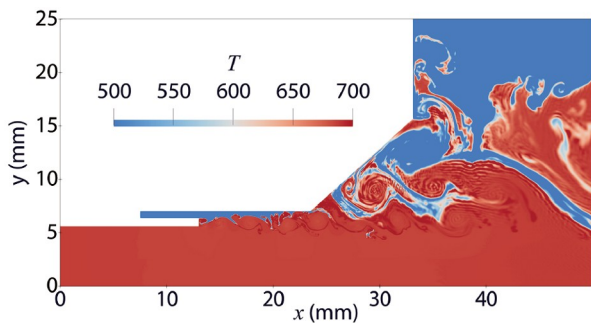


图 13 (网络版彩图) Case 1 流动达稳态后的瞬时温度场
Figure 13 (Color online) Instantaneous temperature field of Case 1 after the flow reaches a steady state.

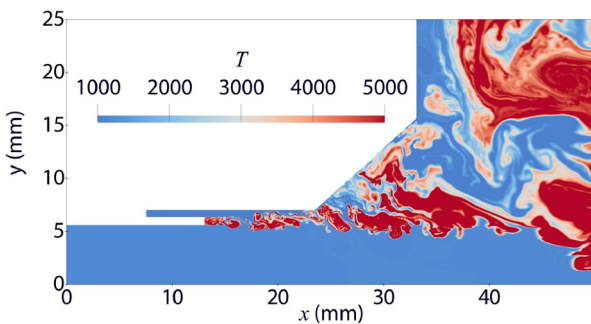


图 14 (网络版彩图) Case 2 自点火后的瞬时温度场
Figure 14 (Color online) Instantaneous temperature field of Case 2 after self-ignition.

火焰在同轴喷嘴附近形成, 并迅速向下游发展和扩张, 也加速了液态煤油的膨胀和扩散. 在富氧侧来流温度较高时, 燃烧室中的混合层将迅速自燃并形成稳定的火焰.

4 结论

本文选取液氧/甲烷全流量补燃循环和液氧/煤油

富氧补燃循环作为研究对象, 在真实流体模型的基础上, 分析了燃烧基本参数与特性.

研究了不同压力下液氧/甲烷、液氧/煤油混合物的绝热燃烧温度和火焰传播速度随混合物当量比的变化规律. 结果显示, 绝热燃烧温度和产物浓度受混合物当量比影响较大, 而对压力变化不敏感; 对于煤油富氧预燃室而言, 燃烧温度对当量比变化更加敏感, 在较小的当量比下就能达到接近 1000 K, 导致推进剂进入主燃烧室后易发生自点火. 低温下液氧/甲烷的层流火焰传输速度随压力、温度的变化受真实流体效应影响较大, 呈现出明显的非线性, 而液氧/煤油层流火焰传输速度随压力、温度和当量比的变化规律与理想气体模型下的规律近似.

将两种补燃循环中主燃烧室的部分预混火焰简化为对冲火焰, 分析了火焰结构, 结合 CEMA 方法识别了不同的反应区. 结果表明, 液氧/甲烷全流量补燃循环发动机的主燃烧室存在双火焰结构, 靠近富燃混合物一侧有一个预混反应区, 其产物与另一侧的富氧混合物形成扩散反应区. 而液氧/煤油富氧补燃循环发动机的主燃烧室存在三个反应区, 煤油在进入燃烧室后先发生裂解反应和产物间的预混反应, 其产物与另一侧的富氧混合物形成扩散反应区. 富氧侧的部分预混并不会使其处于化学爆炸模态, 不会产生新的预混反应区.

采用 RD-170 发动机单喷嘴模型, 对煤油 and 高温富氧燃气在主燃烧室中的自点火进行了数值分析. 结果表明, 在富氧燃气温度达到将近 1000 K 时, 主燃烧室内极易发生自点火, 点火延迟时间为 0.2 ms 左右, 之后燃烧室内将形成稳定的火焰.

跨/超临界条件下基础燃烧特性研究有助于认识高压补燃循环燃烧过程, 对大推力液体火箭发动机的设计具有重要意义. 未来将在本文的基础上, 进一步发展更全面、更准确的补燃循环发动机数值模型, 例如发展和验证真实流体状态方程下的湍流燃烧模型、研究预燃室混合比和燃气滞留时间对主燃烧室火焰结构和点火延迟时间的影响、将 CEMA 方法应用到湍流火焰中进行反应区模态的识别等.

参考文献

- 1 Sutton G P. History of Liquid Propellant Rocket Engines. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. 1–728

- 2 Katorgin B, Chvanov V, Chelkis F, et al. Oxidizer-rich staged combustion rocket engines use and development in Russia. In: Space Programs and Technologies Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995. 3607–3615
- 3 Tan Y, Zhao J, Chen J, et al. Progress in technology of main liquid rocket engines of launch vehicles in China. *Aerosp China*, 2020, 21: 23–30
- 4 Lim B, Kim C, Lee K O, et al. Development trends of liquid methane rocket engine and implications. *J Korean Soc Propul Eng*, 2021, 25: 119–143
- 5 Seedhouse E. *SpaceX: Starship to Mars—The First 20 Years*. Cham: Praxis, 2022. 1–218
- 6 Yang V. Modeling of supercritical vaporization, mixing, and combustion processes in liquid-fueled propulsion systems. *Proc Combust Inst*, 2000, 28: 925–942
- 7 Ribert G, Zong N, Yang V, et al. Counterflow diffusion flames of general fluids: Oxygen/hydrogen mixtures. *Combust Flame*, 2008, 154: 319–330
- 8 Juniper M, Darabiha N, Candel S. The extinction limits of a hydrogen counterflow diffusion flame above liquid oxygen. *Combust Flame*, 2003, 135: 87–96
- 9 Lacaze G, Oefelein J C. A non-premixed combustion model based on flame structure analysis at supercritical pressures. *Combust Flame*, 2012, 159: 2087–2103
- 10 Banuti D T, Ma P C, Hickey J P, et al. Thermodynamic structure of supercritical LOX-GH₂ diffusion flames. *Combust Flame*, 2018, 196: 364–376
- 11 Matsuyama S, Shinjo J, Ogawa S, et al. Large eddy simulation of LO_x/GH₂ shear-coaxial jet flame at supercritical pressure. In: Proceedings of the 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2010. 208
- 12 Giovangigli V, Matuszewski L, Dupoirieux F. Detailed modeling of planar transcritical H₂-O₂-N₂ flames. *Combust Theor Model*, 2011, 15: 141–182
- 13 Gopal A, Volpiani P S, Yellapantula S, et al. Computational investigation of real fluid effects in cryogenic laminar premixed CH₄-O₂ flames. *J Supercrit Fluids*, 2021, 168: 105045
- 14 Wang X, Zhang L, Li Y, et al. Supercritical combustion of gas-centered liquid-swirl coaxial injectors for staged-combustion engines. *Combust Flame*, 2018, 197: 204–214
- 15 Goodwin D G, Moffat H K, Speth R L. Cantera: An object-oriented software toolkit for chemical kinetics, thermodynamics, and transport processes. Version 2.2.0. Zenodo. 2015
- 16 Peng D Y, Robinson D B. A new two-constant equation of state. *Ind Eng Chem Fund*, 1976, 15: 59–64
- 17 Kee R J, Coltrin M E, Glarborg P. *Chemically Reacting Flow: Theory and Practice*. John Wiley & Sons, 2005
- 18 Harstad K G, Miller R S, Bellan J. Efficient high-pressure state equations. *AIChE J*, 1997, 43: 1605–1610
- 19 Chung T H, Ajlan M, Lee L L, et al. Generalized multiparameter correlation for nonpolar and polar fluid transport properties. *Ind Eng Chem Res*, 1988, 27: 671–679
- 20 Takahashi S. Preparation of a generalized chart for the diffusion coefficients of gases at high pressures. *J Chem Eng Jpn*, 1975, 7: 417–420
- 21 Huber K P, Herzberg G. Constants of diatomic molecules. In: Linstrom P J, Mallard W G, eds. NIST Chemistry Webbook, NIST Standard Reference Database Number 69. Gaithersburg: National Institute of Standards and Technology, 2005
- 22 Smith G P, Tao Y, Wang H. Foundational Fuel Chemistry Model Version 1.0 (FFCM-1). <http://nanoenergy.stanford.edu/ffcm1>, 2016
- 23 Xu R, Wang K, Banerjee S, et al. A physics-based approach to modeling real-fuel combustion chemistry—II. Reaction kinetic models of jet and rocket fuels. *Combust Flame*, 2018, 193: 520–537
- 24 Rozenchan G, Zhu D L, Law C K, et al. Outward propagation, burning velocities, and chemical effects of methane flames up to 60 ATM. *Proc Combust Inst*, 2002, 29: 1461–1470
- 25 Weng Z, Mével R. Real gas effect on steady planar detonation and uncertainty quantification. *Combust Flame*, 2022, 245: 112318
- 26 Terashima H, Koshi M. Prediction of propagating flames under high-pressure conditions with real-fluid combustion modeling. *Proc Combust Inst*, 2023, 39: 1823–1831
- 27 Williams F A. *Combustion Theory*. Boca Raton: CRC Press, 2018
- 28 Huo H, Wang X, Yang V. A general study of counterflow diffusion flames at subcritical and supercritical conditions: Oxygen/hydrogen mixtures. *Combust Flame*, 2014, 161: 3040–3050
- 29 Tadmor E. A minimum entropy principle in the gas dynamics equations. *Appl Numer Math*, 1986, 2: 211–219

-
- 30 Tadmor E. Numerical viscosity and the entropy condition for conservative difference schemes. *Math Comp*, 1984, 43: 369–381
- 31 Ma P C, Lv Y, Ihme M. An entropy-stable hybrid scheme for simulations of transcritical real-fluid flows. *J Comput Phys*, 2017, 340: 330–357
- 32 Strang G. On the construction and comparison of difference schemes. *SIAM J Numer Anal*, 1968, 5: 506–517
- 33 Vreman A W. An eddy-viscosity subgrid-scale model for turbulent shear flow: Algebraic theory and applications. *Phys Fluids*, 2004, 16: 3670–3681
- 34 Müller H, Niedermeier C A, Matheis J, et al. Large-eddy simulation of nitrogen injection at trans- and supercritical conditions. *Phys Fluids*, 2016, 28: 015102
- 35 Wang X, Huo H, Unnikrishnan U, et al. A systematic approach to high-fidelity modeling and efficient simulation of supercritical fluid mixing and combustion. *Combust Flame*, 2018, 195: 203–215
- 36 Zhou M S, Ding S Y, Wang X J. Review of subgrid models of the equation of state in the large eddy simulation of transcritical and supercritical flows and combustion (in Chinese). *J Tsinghua Univ (Sci Tech)*, 2023, 63: 473–486 [周明烁, 丁思宇, 王兴建. 跨/超临界流体大涡模拟状态方程亚格子模型综述. 清华大学学报(自然科学版), 2023, 63: 473–486]
- 37 Park T S. LES and RANS simulations of cryogenic liquid nitrogen jets. *J Supercrit Fluids*, 2012, 72: 232–247
- 38 Petit X, Ribert G, Lartigue G, et al. Large-eddy simulation of supercritical fluid injection. *J Supercrit Fluids*, 2013, 84: 61–73
- 39 Mayer W, Telaar J, Branam R, et al. Raman measurements of cryogenic injection at supercritical pressure. *Heat Mass Transfer*, 2003, 39: 709–719
- 40 Hartl S, Geyer D, Dreizler A, et al. Regime identification from Raman/Rayleigh line measurements in partially premixed flames. *Combust Flame*, 2018, 189: 126–141
- 41 Lu T F, Yoo C S, Chen J H, et al. Three-dimensional direct numerical simulation of a turbulent lifted hydrogen jet flame in heated coflow: A chemical explosive mode analysis. *J Fluid Mech*, 2010, 652: 45–64
- 42 Shan R, Yoo C S, Chen J H, et al. Computational diagnostics for n-heptane flames with chemical explosive mode analysis. *Combust Flame*, 2012, 159: 3119–3127
- 43 Franzelli B, Riber E, Sanjosé M, et al. A two-step chemical scheme for kerosene-air premixed flames. *Combust Flame*, 2010, 157: 1364–1373

Fundamental combustion characteristics of high-pressure staged combustion cycle rocket engines

YANG LiJun^{1,2}, LÜ ZiTing¹ & HAN Wang^{1,2}

¹ School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China

² Aircraft and Propulsion Laboratory, Ningbo Institute of Technology, Beihang University, Ningbo 315100, China

High-thrust liquid rocket engines mainly use a high-pressure staged combustion cycle. The pressure within the combustion chambers can reach 100–400 atm ($1 \text{ atm} = 1.01 \times 10^5 \text{ Pa}$), which is considerably higher than the thermodynamic critical pressure of the propellants. These low-temperature propellants are injected and combusted in transcritical or supercritical states. Due to the enormous challenges posed by high-pressure experiments and the associated limitations in measuring physical quantities, there are still issues, such as unclear basic combustion characteristics and unknown impact laws of key parameters in the staged combustion cycle. This study focuses on the liquid oxygen/methane full-flow staged combustion cycle and the liquid oxygen/kerosene oxidizer-rich staged combustion cycle to study the adiabatic combustion temperature, flame propagation speed, flame structure, and self-ignition characteristics of the propellants. Results indicate that the equivalence ratios of liquid oxygen/methane and liquid oxygen/kerosene mixtures have a considerable impact on combustion temperature and product concentration. However, these parameters are not sensitive to changes in combustion chamber pressure. Moreover, the flame propagation speed for the liquid oxygen/methane mixture is considerably affected by the real fluid effect, showing clear nonlinearity with changes in initial temperature and pressure. However, the flame propagation speed for the liquid oxygen/kerosene mixture is less affected by the real fluid effect, and its change pattern is almost consistent with that predicted by the ideal gas model. A simplified analysis of the partially premixed flame structure in the main combustion chamber shows that one or more premixed reaction zones in the chemical explosion mode are easily formed on the side of the fuel-rich mixture, while no premixed reaction zones are formed on the side of the oxygen-rich mixture. In addition, the flame temperature in the oxidizer-rich preburner of a liquid oxygen/kerosene staged combustion cycle engine is about 1000 K. The high temperature easily causes spontaneous combustion of the propellants after entering the main combustion chamber, thereby facilitating the formation of a stable flame without requiring an igniter.

high-pressure staged combustion cycle, transcritical/supercritical, basic combustion characteristics, auto-ignition

doi: [10.1360/SST-2024-0127](https://doi.org/10.1360/SST-2024-0127)